

UNIVERSIDADE DE SAO PAULO - ESCOLA POLITECNICA
Departamento de Engenharia Mecanica

PROJETO MECANICO I e II

PMC 580/581

1993

Trabalho de Formatura :

***"Desenvolvimento de Metodo Computacional
para o calculo de***

***SUSTENTACAO,ARRASTO e MOMENTOS em
ASAS FINITAS SUBSONICAS "***

POR:

*Jose Alexandre T. G. Fregnani No.USP 1827782
(Engenharia Mecanica - Energia e Fluidos)*

Orientador : Prof.Doutor Euryale de Jesus Zerbini

Dedico este trabalho a aqueles que deram suas vidas
por um par de asas ...

O propósito deste trabalho não é ser apenas a prova final de minha graduação. Sempre quis aprender a fundo os princípios de uma verdadeira paixão : A AERODINAMICA. Valeram tantas horas de estudo por um conjunto tão precioso de conhecimentos que se transformaram, confesso que não esperava, em um calhamaço enorme !

Gostaria de agradecer humildemente a todos que me ajudaram para tornar este trabalho possível :

- Ao professor Zerbini, meu orientador, que tanto me aconselhou.
- Ao Engenheiro Rui Amparo pelas dicas preciosas de aerodinâmica e pelos livros emprestados.
- Ao Engenheiro Joaquim Campos pelas dicas de Performance.
- Aos colegas Robson, Celere, David e Alexandre que de certa forma "emprestaram" seu trabalho para colaborar com o meu.
- Aos meus familiares que aguentaram tanto mau humor durante este ano.
- A minha noiva Patricia que tanto me apoiou pacientemente estes 5 longos anos.

A todos vocês, mais uma vez, muito Obrigado

José Alexandre

NDICE GERAL

PITULO	Titulo	Pag
P A R T E T E O R I C A		
I	APRESENTACAO	01
II	PROPOSTA DE TRABALHO	02
III	INTRODUCAO	04
	- Duas Grandezas Aerodinamicas Basicas	04
	- Elementos de um Aerofolio	08
	- Elementos de uma Asa	09
IV	PRINCIPAIS GRANDEZAS AERODINAMICAS	11
	- Coeficientes Aeodinamicos	16
V	CALCULO DE SUSTENTACAO,ARRASTO E MOMENTOS EM AEROFOLIOS	23
	- CALCULO DA SUSTENTACAO	23
	1.Funcao de corrente	24
	2.Funcao Velocidade Potencial	25
	3.Escoamento Uniforme	28
	4.Vortice Ideal	29
	5.Teorema de Kutta-Joukovsky	32
	6.Teoria da Malha de Vortices	34
	7.Metodo dos Paineis de Vortices	37
	- CALCULO DO ARRASTO	47
	1.Arrasto de Pressao	50
	2.Arrasto de Friccao	52
	- CALCULO DO MOMENTO DE "PITCH"	57
VI	CALCULO DE SUSTENTACAO,ARRASTO E MOMENTOS EM ASAS FINITAS	63
	- INTRODUCAO	63
	- "DOWN WASH" E ARRASTO INDUZIDO	65
	- CALCULO DA SUSTENTACAO	70
	1.Lei de Biot-Savat	70
	2.Linha de Sustentacao de Prandtl	72
	3.Distribuicao Eliptica de Sustentacoes	78
	4.Distribuicao Geral de Sustentacoes	86
	- CALCULO DE MOMENTOS	93
	- ARRASTOS	96
VII	ATMOSFERA PADRAO	99
P A R T E (P R A T I C A) A P L I C A D A		
VIII	METODO COMPUTACIONAL	107
	- ARQUITETURA DO SISTEMA	107
	1.Programa GEOMETRIA	107
	2.Programa AEROFOLIO	110
	3.Programa ASA	114
	- LISTAGEM DOS PROGRAMAS	117
	1.GEOM.PAS	117
	2.AEROFOLI.PAS	142
	3.ASA.PAS	163
	4.GERENCIADOR	183

NDICE GERAL

PITULO	Titulo	Pag
IX	TESTE DO SISTEMA: APLICACAO EM PERFIS CONHECIDOS	186
	- TESTE 1 : NACA1408	186
	1. Geometria	186
	2. Calculo do Aerofolio sem flap	189
	3. Calculo do Aerofolio com flap	192
	4. Calculo da Asa sem flap	196
	5. Calculo da Asa com flap	199
	6. Calculo da asa com Washout	205
	- TESTE 2 : CLARK-Y / AERONAVE "GAUIAO"	209
	1. Geometria	211
	2. Calculo do Aerofolio sem flap	215
	3. Calculo da Asa sem flap	218
	- TESTE 3 : NACA2410	223
	1. Geometria	223
	2. Calculo do Aerofolio sem flap	226
	3. Calculo da Asa sem flap	229
X	AVALIACAO DO ULTRA LEVE	232
	- CARACTERISTICAS	232
	- EXECUCAO DOS PROGRAMAS	238
	1. Calculo da ASA com CLARK-Y sem flap	238
	2. PROFUNDOR (NACA0009)	241
	2.1) Geometria	242
	2.2) Calculo do Aerofolio sem flap	244
	2.3) Calculo da Asa sem flap	247
	- ANALISE DOS RESULTADOS	251
XI	RESTRICOES E COMENTARIOS	267
-----	BIBLIOGRAFIA	271

I) APRESENTAÇÃO :

O presente trabalho tem por objetivo o desenvolvimento de um método numérico computacional para o cálculo das grandezas de SUSTENTAÇÃO,ARRASTO e MOMENTOS aerodinâmicos em uma superfície aerodinâmica (ASA) finita,imersa em escoamento SUBSONICO e INCOMPRESSIVEL.

O algoritmo de cálculo será desenvolvido sob a forma de um programa em linguagem PASCAL para computadores pessoais e servirá como cálculo inicial para o projeto de asas em aeronaves subsônicas.Para verificar o desempenho do programa,utilizaremos como teste,asas conhecidas,já dimensionadas para aeronaves existentes e cujos valores de desempenho estão amplamente determinados.

Salienta-se que será desenvolvido um Método de Cálculo que servirá para QUALQUER PERFIL de aerofólio,desde que este seja especificado mediante uma tabela de pontos.

O fluido de trabalho será o AR ,escoando em baixo regime subsônico (Mach $\leq$ 0,3) .Entretanto mediante a hipótese do escoamento ser incompressível,nada impede que os resultados obtidos sejam também aplicados a outros fluidos incompressíveis ,tal como a água,não esquecendo de levar em conta os efeitos de mudança de densidade.

II) PROPOSTA DE TRABALHO :

A fim de desenvolver o trabalho acima especificado propomos o seguinte cronograma:

(A) Desenvolvimento de um programa de computador para cálculo de SUSTENTAÇÃO,ARRASTO e MOMENTO aerodinâmicos para uma SECÇÃO DE ASA (ou AEROFOLIO),fazendo analogia para asas de envergadura infinita.

(B) Teste em Geometrias conhecidas,tais como os perfis NACA , comparando as curvas de $C_l \times ALFA$, $C_d \times ALFA$ e $C_m \times ALFA$ obtidas com os resultados do programa com as curvas levantadas e documentadas experimentalmente para tais perfis.

OBS : C_l = Coeficiente de sustentação em um aerofólio.

C_d = Coeficiente de arrasto em um aerofólio

C_m = Coef. de momento de "PITCH" para um aerofólio.

ALFA = Angulo de ataque.

(C) Desenvolvimento de um programa para o cálculo de SUSTENTAÇÃO,ARRASTO e MOMENTOS aerodinâmicos para ASAS FINITAS,utilizando-se das curvas obtidas para um aerofólio.

(D) Aferição do programa utilizando-se geometrias de asas conhecidas,obetendo as curvas $C_L \times ALFA$, $C_D \times ALFA$, $C_{My} \times ALFA$ e $C_{Mr} \times ALFA$.Comparar os valores obtidos com os dados de desempenho de aeronaves conhecidas.

OBS: C_L = COEFICIENTE DE SUSTENTAÇÃO TOTAL PARA ASAS

PHC 580/581 - PROJETO MECANICO I e II (TRABALHO DE FORMATURA)

CD = COEFICIENTE DE ARRASTO TOTAL PARA ASAS

CM_y = COEFICIENTE DE MOMENTO DE GUINADA PARA ASAS

CM_r = COEFICIENTE DE MOMENTO DE ROLAGEM PARA ASAS

(E) Avaliação da Asa do Ultra-Leve projetado no 2o. SEMESTRE de 1992, como trabalho de formatura de um grupo de alunos.

(F) Se possível, a construção de um modelo em madeira da asa do Ultra-Leve e teste em túnel de vento, obtendo valores experimentais de CL, CD, CM_y e CM_r e comparando-os com os previstos pelo programa.

Para o PRIMEIRO SEMESTRE de 1993 propõe-se realizar os objetivos A, B e C.

Para o SEGUNDO SEMESTRE de 1993 propõe-se realizar os objetivos D, E e F.

Parte Teórica

III) INTRODUÇÃO :

A) DUAS GRANDEZAS AERODINAMICAS BASICAS:

Quando pretende-se iniciar o projeto de uma aeronave que utilize-se de asas para se elevar no ar, inicialmente devem-se analisar os seguintes parâmetros :

1. O PESO da carga a deslocar-se em vôo (W)
2. A velocidade média na qual deseja-se deslocar esta carga, ou seja , a sua VELOCIDADE DE CRUZEIRO (V_0).
3. As condições termodinâmicas do fluido (no caso o AR) por onde se deslocará a aeronave. Tais condições podem ser expressas com grandezas do tipo : PRESSAO (p_0)

TEMPERATURA (T_0)

DENSIDADE (ρ_0)

VISCOSIDADE ABSOLUTA (μ_0)

em condições de ATMOSFERA PADRAO ESTÁTICA.

Em outras palavras, dada uma ALTITUDE DE CRUZEIRO de projeto em relação ao NIVEL MÉDIO DO MAR, definimos um ENVELOPE DE VOO no qual a aeronave deve operar, de acordo com as condições termodinâmicas do ar naquela altitude segundo o modelo de ATMOSFERA PADRAO.

OBS : O MODELO DE ATMOSFERA PADRAO será explicitado em um capítulo específico.

O problema fundamental em AERODINAMICA é sempre DESLOCAR UMA CARGA de peso W a uma determinada velocidade V_0 . Para isto é necessário que haja um dispositivo capaz de elevar tal peso utilizando-se para isto da própria velocidade do fluido. Tal dispositivo é comumente denominado de ASA, que é uma superfície afilada capaz de gerar, por meio de reações aerodinâmicas, a SUSTENTAÇÃO NECESSARIA na direção contrária à força peso. A sustentação em uma asa só ocorre devido a geometria diferenciada do seu perfil (denominado AEROFOLIO) : a curvatura deste ao longo de sua CORDA permite o aparecimento de um diferencial de pressão estática entre a superfície superior (ou EXTRADORSO) e a superfície inferior (ou INTRADORSO) da asa, fazendo com que a pressão estática torne-se maior nesta ultima superfície e assim gerando um empuxo vertical, ou SUSTENTAÇÃO.

Entretanto esta sustentação não é gerada sem nenhum custo. Paralelamente ao deslocamento do corpo existe sempre uma força de ARRASTO que é a força que impede o avanço do corpo no meio fluido. Assim, sempre que houver velocidade haverá também a força de ARRASTO na direção da velocidade. O arrasto depende sobretudo da geometria do corpo e está ligado intimamente com a fricção do fluido em sua superfície. Portanto é necessário que se tenha disponível uma potência capaz de suprir a força de arrasto a fim de manter a velocidade relativa do fluido em relação ao corpo constante e gerar a sustentação necessária. Estas duas grandezas (SUSTENTAÇÃO E ARRASTO) são as duas principais fontes de preocupação da AERODINÂMICA, afinal deve-se procurar sempre gerar a sustentação com o mínimo de potência possível. Toda a análise de performance de uma aeronave ou veículo

provém das curvas de sustentação e arrasto em função de um determinado ângulo de ataque. A partir destes conceitos podemos definir as duas primeiras fórmulas aerodinâmicas :

A soma vetorial da SUSTENTAÇÃO (L = LIFT) e do ARRASTO (D = DRAG) dá origem à RESULTANTE AERODINAMICA (R):

$$R = \sqrt{L^2 + D^2}$$

EQ.3.1

E a sua RELAÇÃO é chamada EFICIENCIA AERODINAMICA :

$$\epsilon = L / D$$

EQ.3.2

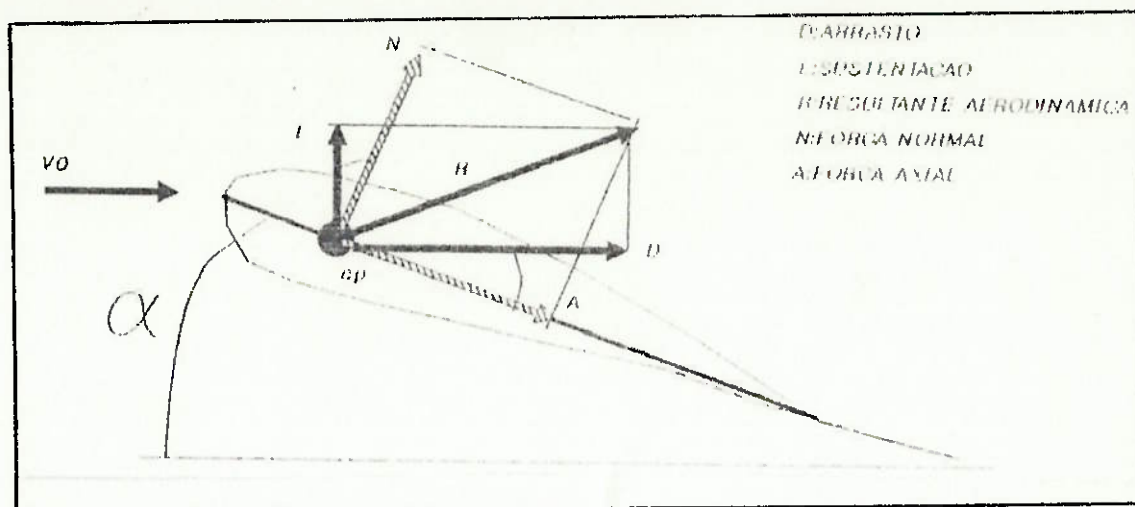
Que é a medida de aproveitamento de um perfil ,dada sua geometria. A relação L/D máxima representa o melhor aproveitamento aerodinâmico possível, gerando a maior sustentação com o mínimo arrasto. Seu inverso é a TANGENTE DO MELHOR ÂNGULO DE PLANEIO.

(*)OBSERVAÇÃO:

O fenômeno da sustentação em um aerofólio pode ser explicado intuitivamente do seguinte modo: Imagine duas partículas de fluido caminhando no infinito, em linhas de corrente paralelas, quase juntas a um eixo horizontal OX de referência (Onde a uma dada posição encontra-se alinhado um perfil de ASA cuja corda coincide com o eixo) à mesma velocidade e pressão estática . Sua energia cinética é aproximadamente a mesma e também apresentam a mesma pressão total. Suponha que ao chegar no BORDO DE ATAQUE do aerofólio uma delas seja desviada para o intradorso e a outra

para o extradorso. Geralmente o comprimento total do caminho ao longo da superfície do extradorso é maior do que o comprimento total do caminho ao longo do intradorso, devido à curvatura do aerofólio (ou sua CAMBAGEM). Segundo o princípio de Bernoulli, a energia ao longo de um campo de velocidades IRROTACIONAL e INCOMPRESSIVEL é constante ao longo de todas as linhas de corrente. Considerando estas duas hipóteses, e portanto válida a lei de Bernoulli, as duas partículas devem chegar ao bordo de fuga ao mesmo tempo com a mesma velocidade. Para que isto ocorra, a partícula que percorreu maior caminho deve portanto ter acelerado durante uma parte de seu percurso para conseguir chegar ao bordo de fuga ao mesmo tempo que a outra partícula. Esta aceleração implica num acréscimo da energia cinética, velocidade e portanto também um acréscimo de pressão dinâmica. Como ao longo da linha de corrente a Energia é constante, ocorre para isto, também um decréscimo da pressão estática. No intradorso a curvatura é menos acentuada e portanto a aceleração do fluido não é tão intensa, mantendo a pressão estática em níveis mais elevados do que no extradorso. Este DIFERENCIAL de pressão estática é responsável pela SUSTENTAÇÃO. É interessante observar que isto só ocorre devido à diferença de geometria entre o INTRADORSO e o EXTRADORSO, e portanto quanto mais distorcida esta diferença (ou MAIOR a CAMBAGEM do AEROFOLIO) maior será a sustentação gerada. Perfis simétricos portanto não geram sustentação a não ser que operem sob um ângulo de ataque.

Figura 1 : Esforços Aerodinâmicos



ARRASTO
SUSTENTAÇÃO
RESULTANTE AERODINÂMICA
FORÇA NORMAL
FORÇA AXIAL

(B) ELEMENTOS DE UM AEROFOLIO :

OBS :Toma-se como base de que um aerofólio é definido como uma secção de asa.

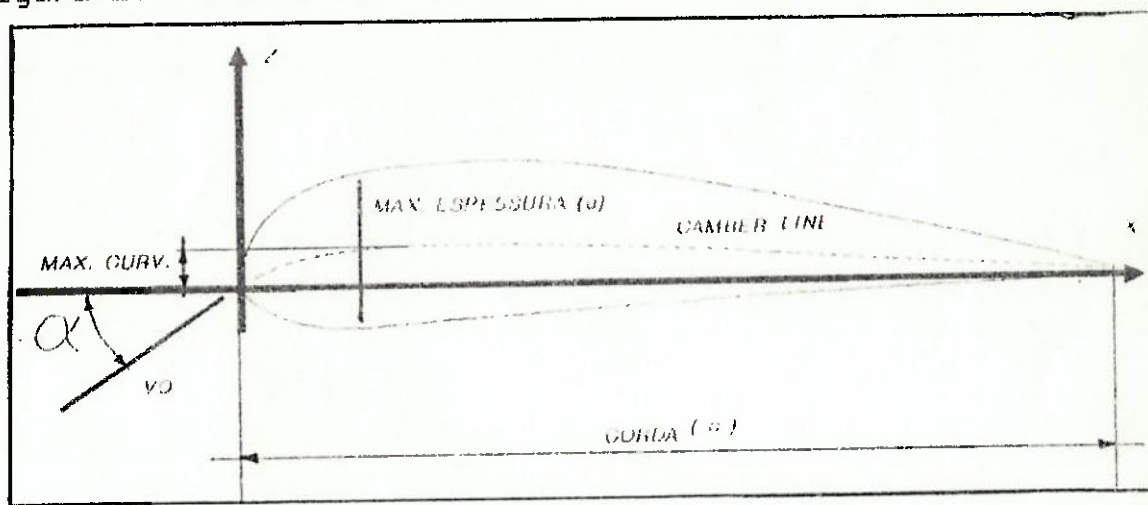
Para podermos calcular as forças de SUSTENTAÇÃO e ARRASTO em um perfil deve-se saber em primeiro lugar a SUA GEOMETRIA ,sob a forma de pontos tabelados e depois ,a posição do aerofólio em relação ao escoamento sob a forma de ÂNGULO DE ATAQUE.Este segundo parâmetro é muito importante pois os diferenciais de pressão dependem também da posição inicial do escoamento em relação ao aerofólio.Quanto maior for a mudança de direção do vetor de velocidades ao longo das superfícies maior será o gradiente de pressão.

Define-se ÂNGULO DE ATAQUE como o ângulo formado entre o escoamento ao longe e a CORDA do AEROFOLIO.A CORDA é uma importante medida de referência para os cálculos aerodinâmicos e mede aproximadamente o comprimento de um perfil.Pode ser definida como o comprimento compreendido entre o ponto mais

próximo do bordo de ataque e o ponto mais longínquo do bordo de fuga. Estes pontos são na maioria das vezes os pontos de estagnação, ou seja, onde a velocidade é nula.

Outro elemento de importância é a LINHA DE CAMBER ou CÂMBAGEM que serve de parâmetro para a medida de curvatura do perfil. É definida como a linha que une os pontos médios entre o intradorso e o extradorso. O ponto de máxima curvatura do aerofólio encontra-se no ponto máximo da linha de camber. A ESPESSURA do aerofólio é a medida entre a CORDA e a LINHA de CAMBER. Abaixo ilustra-se um aerofólio com suas principais características geométricas:

Figura 2: Elementos de um AEROFOLIO



(C) ELEMENTOS DE UMA ASA:

Levando em conta de que uma ASA é um conjunto de AEROFOLIOS dispostos a fim de se formar um corpo tri dimensional, temos os seguintes elementos que a caracterizam :

OBS: Convenciona-se como origem do sistema de coordenadas o ponto mais próximo do bordo de ataque do PERFIL central da asa,

que a divide simetricamente em duas SEMI-ASAS.

b = Envergadura :DISTÂNCIA ENTRE AS DUAS PONTAS DAS SEMI-ASAS
medida ao longo do eixo Y.

$c(y)$ = corda :Comprimento da corda em cada secção (PERFIL)
variável ao longo da envergadura ,medida ao
longo do eixo X.

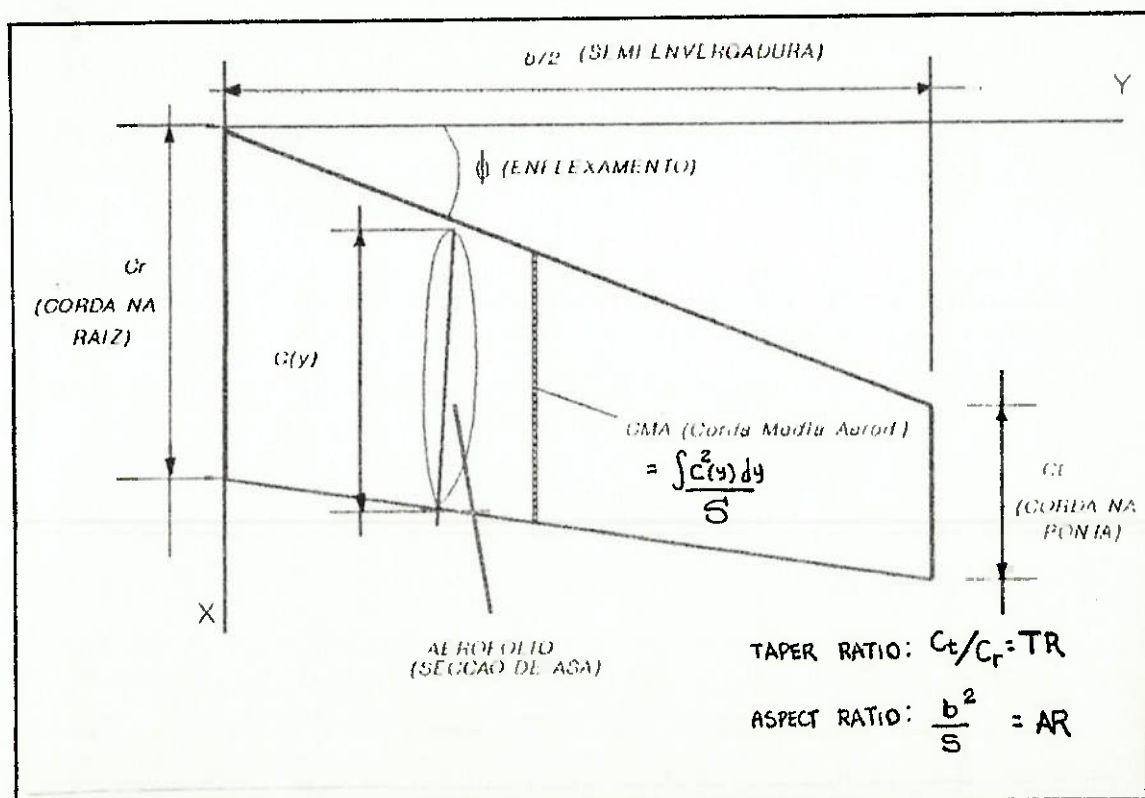
C_t = Comprimento da corda na ponta da SEMI-ASA.

C_r = Comprimento da corda na raiz da SEMI-ASA.

Enflexamento = Angulo compreendido entre o BORDO de ATAQUE e
o eixo Oy

Torção Geométrica ou "WASH OUT" = Angulo entre cada corda e o
eixo z.

Figura 3:Elementos de uma asa



IV) PRINCIPAIS GRANDEZAS AERODINAMICAS :

Definidos os principais componentes de uma asa e alguns conceitos aerodinâmicos, vamos agora definir matematicamente as principais grandezas aerodinâmicas necessárias para o desenvolvimento da teoria de SUSTENTAÇÃO e ARRASTO para asas.

A) FORÇAS e MOMENTOS :

Considere uma ASA de perfil qualquer imersa em um escoamento com perfil de velocidades uniforme no infinito de intensidade V_0 e com condições estáticas de pressão e temperatura ao longe dados por P_0 e T_0 .

Sejam:

- O sistema de coordenadas fixo ao bordo de ataque do perfil, cujo eixo Ox encontra-se orientado com a corda do aerofólio.

- (a) O ângulo formado pela corda do perfil e a direção da velocidade do fluido ao longe (ÂNGULO DE ATAQUE)

- $\vec{n}$ o versor normal a corda, paralelo ao eixo Oz .

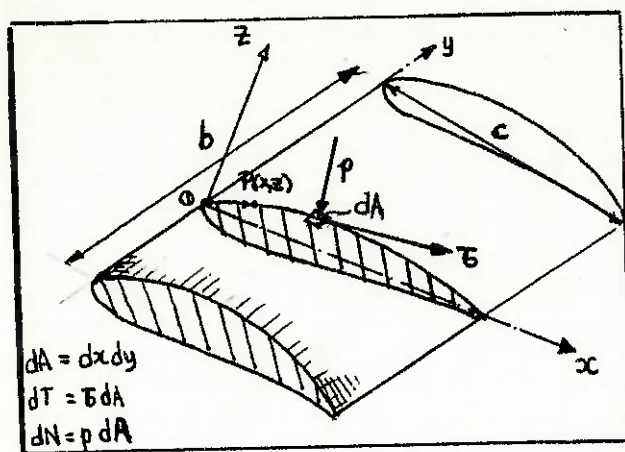
- $\vec{a}$ o versor paralelo a corda e ao eixo Ox .

Como resultado da interação entre o fluido e o corpo surgem, em cada ponto da superfície da ASA dois tipos de esforços:

- Forças Normais induzidas pela pressão do fluido na direção Normal à superfície.

- Forças Tangenciais induzidas por efeitos viscosos do fluido interagindo com a superfície, ligadas à existência da CAMADA LIMITE, induzindo tensões tangenciais (τ).

FIGURA 4: Tensões localizadas nas superfícies de uma ASA



Integrando p e τ ao longo da superfície da ASA, obteremos como resultado a RESULTANTE AERODINAMICA (R) e tomando momentos em relação à origem de cada $p.dS$ e $\tau.dS$ e integrando, obteremos um momento na direção do eixo Y, denominado MOMENTO DE "PITCH" (M).
OBS: O momento é considerado POSITIVO no SENTIDO HORARIO.

Tomando as projeções de R em relação aos eixos coordenados, temos uma componentes normal N paralela ao eixo z e uma componente axial A paralela ao eixo X.

Para obter a SUSTENTAÇÃO, perpendicular ao vento relativo e o ARRASTO paralelo ao vento relativo aplica-se a relação :

$$L = N \cdot \cos(\alpha) - A \cdot \sin(\alpha) \quad (\text{EQ.4.1})$$

$$D = N \cdot \sin(\alpha) - A \cdot \cos(\alpha) \quad (\text{EQ.4.2})$$

O problema então resume-se a obter N e A, e portanto a distribuição de p e τ ao longo da superfície da asa.

Considere agora a seguinte mudança de coordenadas:

$$X = r \cdot \cos(\beta)$$

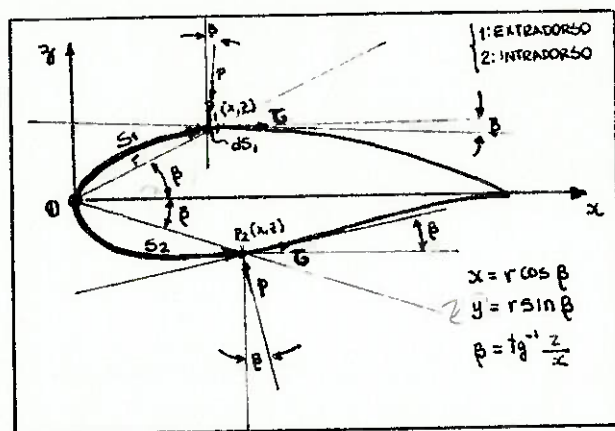
$$Z = r \cdot \sin(\beta)$$

onde $r^2 = X^2 + Y^2$ e $0 < \beta < \pi$

S1 : é a coordenada medida na superfície do extradorso da asa a partir da origem.

S2 : é a coordenada medida na superfície do intradorso da asa a partir da origem.

FIGURA 5 : MUDANÇA DE COORDENADAS



TEMOS NO INTRADORSO :

$$dN1 = -p \cdot b \cdot dS1 \cdot \cos(\beta) + \tau \cdot b \cdot dS1 \cdot \sin(\beta)$$

$$dA1 = -p \cdot b \cdot dS1 \cdot \sin(\beta) + \tau \cdot b \cdot dS1 \cdot \cos(\beta)$$

$$dM1 = (p.\cos(\beta) + \tau.\sin(\beta)).x.b.dS1 + (-p.\sin(\beta) + \tau.\cos(\beta)).y.b.dS1$$

TEMOS no EXTRADORSO :

$$dN2 = -p.b.dS2.\cos(\beta) + \tau.b.dS2.\sin(\beta)$$

$$dA2 = -p.b.dS2.\sin(\beta) + \tau.b.dS2.\cos(\beta)$$

$$dM2 = (p.\cos(\beta) + \tau.\sin(\beta)).x.b.dS2 + (-p.\sin(\beta) + \tau.\cos(\beta)).y.b.dS2$$

Considerando FORÇAS E MOMENTOS por UNIDADE de COMPRIMENTO (sendo b a envergadura da asa):

$$dN1' = (dN1/b) = -p.dS1.\cos(\beta) - \tau.dS1.\sin(\beta)$$

$$dA1' = (dA1/b) = -p.dS1.\sin(\beta) + \tau.dS1.\cos(\beta)$$

$$dM1' = (dM1/b) = (p.\cos(\beta) + \tau.\sin(\beta)).x.dS1 + (-p.\sin(\beta) + \tau.\cos(\beta)).y.dS1$$

$$dN2' = (dN2/b) = p.dS2.\cos(\beta) - \tau.dS2.\sin(\beta)$$

$$dA2' = (dA2/b) = p.dS2.\sin(\beta) + \tau.dS2.\cos(\beta)$$

$$dM2' = (dM2/b) = (p.\cos(\beta) + \tau.\sin(\beta)).x.dS2 + (-p.\sin(\beta) + \tau.\cos(\beta)).y.dS2$$

Juntando as equações e integrando temos:

$$\int_{S1} (p \cdot \cos(\beta) + \tau \cdot \sin(\beta)) \cdot dS1 + \int_{S2} (p \cdot \cos(\beta) - \tau \cdot \sin(\beta)) \cdot dS2 \quad (EQ 4.3)$$

$$\int_{S1} (-p \cdot \sin(\beta) + \tau \cdot \cos(\beta)) \cdot dS1 + \int_{S2} (p \cdot \sin(\beta) + \tau \cdot \cos(\beta)) \cdot dS2 \quad (EQ 4.4)$$

$$\int_{S1} (p \cdot \cos(\beta) + \tau \cdot \sin(\beta)) \cdot x + (-p \cdot \sin(\beta) + \tau \cdot \cos(\beta)) \cdot y \cdot dS1 + \int_{S2} (p \cdot \cos(\beta) + \tau \cdot \sin(\beta)) \cdot x + (-p \cdot \sin(\beta) + \tau \cdot \cos(\beta)) \cdot y \cdot dS2 \quad (EQ 4.5)$$

Combinando as equações (4.1), (4.2), (4.3), (4.4) e (4.5) podemos encontrar :

$$L' = (L/b) = N' \cdot \cos(\alpha) - A' \cdot \sin(\alpha) \quad (EQ 4.6)$$

$$D' = (D/b) = N' \cdot \sin(\alpha) + A' \cdot \cos(\alpha) \quad (EQ 4.7)$$

O ponto de aplicação da resultante aerodinâmica pode ser determinado com o equilíbrio de momentos tomado em relação à origem (NO BORDO DE ATAQUE).

Definimos X_p como centro de pressões se

$$\Sigma M = 0 = M + X_{cp}.N = M' \cdot b + N' \cdot b = 0 \Rightarrow X_{cp} = - M' / N'$$

mas se o ângulo de ataque for muito pequeno ,podemos considerar $N' \approx L'$, logo :

$$X_{cp} = - M' / L' \quad (EQ 4.8)$$

Porém se $L' = 0$ temos $X_{cp} \rightarrow -\infty$ o que não é conveniente do ponto de vista matemático. Para isto não ocorrer costuma-se tomar como referência a posição $X=c/4$. Verificou-se experimentalmente que este local é próximo à posição do C_p para EFICIENCIA AERODINAMICA MAXIMA. Logo :

$$M' = -(c/4) \cdot L' + M_{c/4} = -X_{cp} \cdot L' \quad (EQ 4.9)$$

OBS: NOTE QUE EM x_{cp} , $M=0$ POIS LÁ DEVE SER APLICADA L'

Onde $M_{c/4}$ é o momento tomado em relação a origem na posição $x_0 = c/4$.

B) PRINCIPAIS COEFICIENTES AERODINAMICOS:

É interessante que se adimensionalize os resultados ,para que as grandezas aerodinâmicas calculadas em uma asa específica sejam proporcionais às grandezas aerodinâmicas de outras asas GEOMETRICAMENTE SEMELHANTES.

Define-se neste ponto a grandeza PRESSÃO DINÂMICA : (q)

$$q = (1/2) \cdot \rho \cdot v_0^2$$

$$[\text{Pa}] \quad \text{EQ.4.10}$$

onde : ρ = Densidade do fluido ao longe [Kg/m³]

v_0 = Velocidade do fluido ao longe [m/s]

Pela Equação de Bernoulli, a parcela de Energia cinética carregada pelo fluido (pressão dinâmica), somada a pressão estática local e à pressão devido ao potencial gravitacional ($p_z = \rho \cdot g \cdot z$) representam uma GRANDEZA CONSTANTE para escoamentos irrotacionais e incompressíveis, ao longo de uma mesma linha de corrente. Esta grandeza é a PRESSÃO TOTAL ou PRESSÃO DE ESTAGNAÇÃO associada à esta linha de corrente. Assim:

$$P_t = p_0 + q + \rho \cdot g \cdot z = \text{cte}$$

ou

$$p_{01} + q_1 + p_{z1} = p_{02} + q_2 + p_{z2} \quad (\text{EQ 4.11})$$

1,2 : Pontos distintos de uma linha de corrente.

Deste modo podemos adimensionalizar as grandezas L, D e M por meio de COEFICIENTES :

1) COEFICIENTE DE SUSTENTAÇÃO : (C_l)

$$C_l = \frac{L}{q \cdot S_{ref}} = \frac{L' \cdot b}{(1/2) \cdot \rho \cdot v_0^2 \cdot c_{med} \cdot b} = \frac{L'}{(1/2) \cdot \rho \cdot v_0^2 \cdot c_{med}} \quad (EQ 4.12)$$

onde :

S_{ref} = Superfície Aerodinâmica de referência. É uma grandeza que depende do contexto do problema. Para asas, esta superfície é a Área da asa vista de Planta ou o produto da corda Média Aerodinâmica pela envergadura.

A CORDA MÉDIA AERODINÂMICA é dada pela relação :

$$c_{med} = \frac{\int C(y)^2 \cdot dy}{S_{ref}} \quad (EQ 4.13)$$

2) COEFICIENTE DE ARRASTO : (C_d)

$$C_d = \frac{D}{q \cdot S_{ref}} = \frac{D' \cdot b}{(1/2) \cdot \rho \cdot v_0^2 \cdot c_{med} \cdot b} = \frac{D'}{(1/2) \cdot \rho \cdot v_0^2 \cdot c_{med}} \quad (EQ 4.14)$$

3) COEFICIENTE DE MOMENTO : (Cm)

$$m = \frac{M}{q \cdot S_{ref} \cdot c_{med}} = \frac{M' \cdot b}{(1/2) \cdot \rho \cdot v_o^2 \cdot c_{med}^2 \cdot b} = \frac{M'}{(1/2) \cdot \rho \cdot v_o^2 \cdot c_{med}^2} \quad (EQ 4.15)$$

Note que ,quando tomamos como base as Forças por unidade de Area, os coeficientes nao mais dependem da ASA utilizada e sim apenas do perfil, cuja corda tem o tamanho de $c=c_{med}$.

Além destes coeficientes existem ainda mais dois relacionados com p e T , que avaliam seus valores locais. São eles :

4) COEFICIENTE DE PRESSÃO : (Cp)

$$C_p = \frac{\Delta p}{q} = \frac{p - p_0}{(1/2) \cdot \rho \cdot v_o^2} \quad EQ.4.16$$

Onde : p = PRESSÃO LOCAL [Pa]
 p_0 = PRESSÃO AO LONGE [Pa]

Logo podemos também estimar p por CP:

$$p = p_0 + C_p \cdot (1/2) \cdot \rho \cdot v_o^2 \quad (EQ.4.17)$$

5) COEFICIENTE DE ATRITO : (Cf)

$$Cf = \frac{\tau}{q} = \frac{\tau}{(1/2) \cdot \rho \cdot v_o^2} \quad (EQ.4.18)$$

Onde τ é a tensão de cisalhamento local [Pa]

Podemos finalmente escrever C_l, C_d e C_m (que são valores globais) em função de C_p e C_f (que são valores locais). Assim, substituindo os valores de C_p e C_f nas equações 4.4 , 4.5 e 4.6 e Aplicando as definições de C_l, C_d e C_m , chegamos, com algum esforço algébrico , finalmente às equações :

$$C_l = \cos(\alpha) \cdot \left[(1/c) \cdot \left(\int_0^c (C_{p1} - C_{p2}) \cdot dX + \int_0^{Y(x)} (C_{f1} - C_{f2}) \cdot dY \right) \right] \\ - \sin(\alpha) \cdot \left[(1/c) \cdot \left(\int_0^{Y(x)} (C_{p1} - C_{p2}) \cdot dY + \int_0^c (C_{f1} - C_{f2}) \cdot dZ \right) \right] \quad (4.19)$$

$$C_d = \sin(\alpha) \cdot \left[\frac{1}{c} \cdot \left(\int_0^c (C_{p1} - C_{p2}) \cdot dX + \int_0^{Y(x)} (C_{f1} - C_{f2}) \cdot dY \right) \right] + \cos(\alpha) \cdot \left[\frac{1}{c} \cdot \left(\int_0^{Y(x)} (C_{p1} - C_{p2}) \cdot dY + \int_0^c (C_{f1} - C_{f2}) \cdot dX \right) \right] \quad (4.20)$$

$$C_m = \frac{1}{c} \cdot \left[\int_0^c (C_{p1} - C_{p2}) \cdot X \cdot dX - \int_0^{Y(x)} (C_{f1} + C_{f2}) \cdot X \cdot dY \right] + \left[\int_0^{Y(x)} (C_{p1} - C_{p2}) \cdot Y \cdot dY + \int_0^c (C_{f1} - C_{f2}) \cdot Y \cdot dX \right] \quad (4.21)$$

Onde :

Cp1 = Coeficiente de pressão local no EXTRADORSO
 Cp2 = Coeficiente de pressão local no INTRADORSO
 Cf1 = Coeficiente de Fricção local no EXTRADORSO
 Cf2 = Coeficiente de Fricção local no INTRADORSO
 c = corda do aerofólio estudado

X,Y : pontos tabelados do Aerofólio.

Note que o problema se resolve se conhecermos a distribuição de pressões e tensões de cisalhamento sobre cada ponto da superfície do aerofólio. Entretanto esta é uma tarefa difícil, pois não existe função analítica conhecida que descreva com exatidão o comportamento de Cp ou Cf, dada a geometria do aerofólio, pois isso implicaria na resolução da Equação de Navier Stokes.

Atualmente isto pode ser resolvido por meio de avançados

programas que utilizam-se de MÉTODO DOS ELEMENTOS FINITOS rodando em computadores muito rápidos e precisos, o que foge do escopo do desenvolvimento de um estudo a nível de graduação. Neste estudo propomos introduzir outros conceitos matemáticos mais simples, porém capazes de resolver o problema da sustentação e do arrasto com razoável precisão e sob outro enfoque : O USO DA FUNÇÃO POTENCIAL DE VELOCIDADES para se determinar a circulação ao longo da asa e da TEORIA DA CAMADA LIMITE para, a partir de seus resultados, calcular aproximadamente C_l e C_D .

Inicialmente começaremos resolvendo o problema para uma secção de asa ou AEROFOLIO , para depois , com seus resultados, desenvolver a teoria para uma ASA.

V) CALCULO DE SUSTENTACAO,ARRASTO e MOMENTO EM AEROFOLIOS :

CALCULO DA SUSTENTACAO

A determinação da sustentação em um perfil está fortemente ligada à distribuição de velocidades do escoamento nas regiões próximas à superfície deste, pois, pela equação de Bernoulli pode-se obter a pressão agindo em determinado ponto a partir da velocidade do fluido ao longo de uma linha de corrente.

Entretanto só a pressão não é suficiente para o cálculo da sustentação, pois esta depende ainda da distribuição de tensões de cisalhamento na asa, que por sua vez dependem do comportamento da camada limite local, ou seja da distribuição de velocidades do fluido junto a parede. Portanto a determinação de velocidades é fundamental no cálculo da sustentação, seja em análise MACRO (No caso da equação de Bernoulli) ou MICRO (no caso da camada limite).

A determinação exata destas grandezas implica na resolução direta da equação de Navier-Stokes, o que foge ao escopo deste trabalho. Assim utilizaremos outras ferramentas para o este tipo de cálculo utilizando-se para isto da TEORIA DA VELOCIDADE POTENCIAL/FUNÇÃO DE CORRENTE e do TEOREMA DE KUTTA-JOUKOVSKI, para então determinar um modelo matemático mais simples, porém eficiente.

Inicialmente vamos definir duas ferramentas fundamentais para a análise de escoamentos.

1) FUNÇÃO DE CORRENTE:

Da MECANICA DOS FLUIDOS segundo o modelo de Euler, sabe-se que as linhas de corrente em um escoamento podem ser definidas em duas dimensões para coordenadas cartesianas por :

$$\frac{dY}{dX} = \frac{V_y}{V_x} \implies V_x \cdot dY - V_y \cdot dX = 0 \quad (\text{EQ.5.1})$$

Onde V_x : Componente da velocidade da partícula fluida na direção X
 V_y : Componente da velocidade da partícula fluida na direção Y

Admitindo que exista uma FUNÇÃO de PONTO $\Psi(x,y) = \text{cte}$ ao longo de uma linha de corrente que caracteriza quantitativamente esta linha de alguma forma, temos:

$$d\Psi = \frac{\partial \Psi}{\partial X} dX + \frac{\partial \Psi}{\partial Y} dY = 0 \quad (\text{EQ 5.2})$$

Juntando as equações 5.1 e 5.2 temos que :

$$\frac{d\Psi}{dX} = -V_y \quad (\text{EQ 5.3})$$

$$\frac{d\Psi}{dY} = V_x \quad (\text{EQ 5.4})$$

Observe que se o movimento da partícula fluida for IRROTACIONAL :

$$\text{rot } V = \nabla \times V = \frac{dV_y}{dX} - \frac{dV_x}{dY} = \frac{d^2 \Psi}{dX^2} + \frac{d^2 \Psi}{dY^2} = \nabla^2 \Psi = 0$$

$$\frac{d^2\psi}{dx^2} + \frac{d^2\psi}{dy^2} = 0 \quad : \psi \text{ Obedece a equação de Laplace.}$$

2) FUNÇÃO VELOCIDADE POTENCIAL :

Do Cálculo Vetorial temos :

"Se o ROTACIONAL DE UM VETOR FOR NULO, EXISTE SEMPRE UMA FUNÇÃO DE PONTO CUJO GRADIENTE É ESTE VETOR"

$$\text{logo : } V = \text{grad } \phi \quad \text{se} \quad \text{rot } V = 0$$

Sendo ϕ a função escalar que representa o POTENCIAL do vetor velocidade em um escoamento IRROTACIONAL.

$$\text{Portanto } V_x = \frac{d\phi}{dx} \quad (\text{EQ. 5.3}) \quad \text{e} \quad V_y = \frac{d\phi}{dy} \quad (\text{EQ. 5.4})$$

Pela EQUAÇÃO DA CONTINUIDADE ,temos :

$$\frac{dp}{dt} + \text{div } \rho V = 0$$

$$\text{Admitindo REGIME PERMANENTE : } \frac{dp}{dt} = 0 \quad \Rightarrow \quad \text{grad } \rho V = 0$$

Admitindo FLUIDO INCOMPRESSIVEL : $p = \text{cte} \Rightarrow p \operatorname{div} V = 0$

logo : $\operatorname{div} V = 0$

Sendo $V = \operatorname{grad} \phi$ temos :
$$\frac{d^2 \phi}{dx^2} + \frac{d^2 \phi}{dy^2} = 0$$

Que é novamente a equação de Laplace, o que nos leva a concluir que ,para que a função potencial obedeça à equação de Laplace ,o fluido deve ser :IRROTACIONAL e INCOMPRESSIVEL ,escoando em REGIME PERMANENTE.

A partir dos resultados acima pode-se demonstrar que as linhas de corrente e as linhas equipotenciais são ORTOGONAIS e são dadas pela relação :

$$\frac{dY}{dX} \quad \phi = \text{cte} = - \frac{dX}{dY} \quad \Psi = \text{cte}$$

A grande vantagem de se usar a Equação de Laplace é a sua LINEARIDADE ou seja ,permite que soluções particulares sejam superpostas a fim de se obter um solução geral ou ainda decompor um escoamento complicado em uma série de escoamentos fundamentais. Além disso as soluções da equação de Laplace são de fácil convergência numérica ou ,dependendo do caso, apresentam forma analítica. Este trabalho adotará as equações de Laplace para desenvolver o método numérico de cálculo de sustentação em aerofólios.

Resumindo , podem-se escrever as componentes do vetor velocidade como :

$$V_x = \frac{d\phi}{dx} = \frac{d\psi}{dy} \quad (\text{EQ 5.5})$$

$$V_y = - \frac{\partial \psi}{\partial x} = \frac{d\phi}{dy} \quad (\text{EQ 5.6})$$

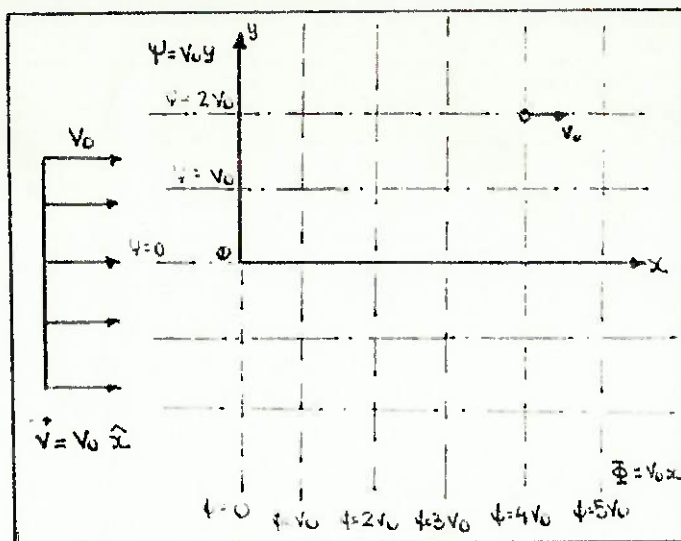
E adotaremos como hipóteses fundamentais :

- REGIME PERMANENTE.
- ESCOAMENTO IRROTACIONAL.
- ESCOAMENTO INCOMPRESSÍVEL.

Que são suficientes para aerofólios operando em regime de CRUZEIRO BAIXO SUBSONICO (Mach < 0.3), para que as funções ϕ e ψ obedecam à Equação de Laplace.

A partir destes resultados escreveremos a forma de cálculo das velocidades relativas aos principais tipos de escoamento bidimensionais envolvidos no cálculo da sustentação de um aerofólio.

FIGURA 6 :ESCOAMENTO UNIFORME e suas LINHAS EQUIPOTENCIAIS



4)VORTICE IDEAL :

Suponha um escoamento com a seguinte distribuição de velocidades:

$$V_\theta = \frac{C_1}{r}$$

$$V_r = 0$$

$$\text{Onde } \theta = \arctan (Y/X)$$

$$r^2 = X^2 + Y^2$$

Note que as velocidades são sempre perpendiculares ao raio vetor de um dado ponto $P(X,Y)$ e aumentam de valor a medida que nos aproximamos da origem. $P(0,0)$ é um ponto singular, cujo valor da velocidade tangencial é infinito.

Neste ponto é necessário definir uma nova grandeza física de grande importância : CIRCULAÇÃO.

Considere uma curva fechada Γ , que nunca se cruza em si

,orientada no sentido HORARIO ,situada numa secção contida em um escoamento de campo de velocidades qualquer.

Definimos como CIRCULAÇÃO como a INTEGRAL DE LINHA:

$$\Gamma = - \oint V(x,y) \cdot dl \quad [m^2/seg]$$

Aplicando esta definição no escoamento de VORTICE (tomando como referencia uma curva fechada que envolva a origem em circunferencias perfeitas):

$$\Gamma = - \oint V \cdot dl = - \int v_{\theta} \cdot r \cdot d\theta = - v_{\theta} \cdot r \cdot 2 \cdot \pi$$

$$dl = r \cdot d\theta$$

logo :

$$v_{\theta} = - \frac{\Gamma}{2 \cdot \pi \cdot r}$$

Neste caso Γ é denominado INTENSIDADE DE VORTICE , e é uma grandeza finita que caracteriza o vórtice de maneira quantitativa.

Aplicando as definições de função potencial e de corrente para coordenadas cilindricas temos:

$$\frac{d\Psi}{dr} = \frac{1}{r} \cdot \frac{d\Phi}{d\theta} = Vr = 0$$

$$\frac{1}{r} \cdot \frac{d\Psi}{d\theta} = -\frac{d\Phi}{dr} = v\theta = -\frac{\Gamma}{2\pi \cdot r}$$

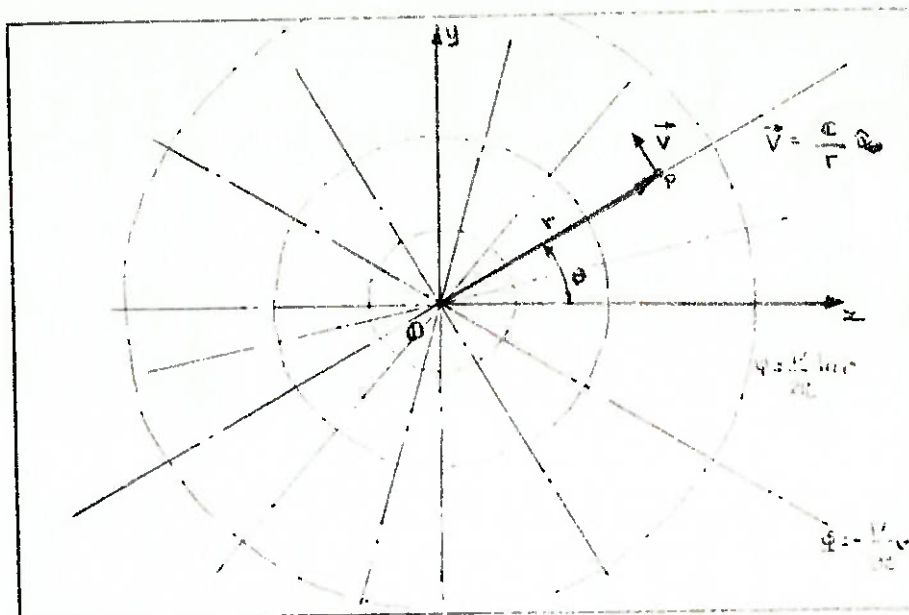
Resolvendo conjuntamente este sistema de equações temos :

$$\Psi = -\frac{\Gamma}{2\pi} \cdot \theta \quad (\text{EQ. 5.9})$$

e

$$\Phi = -\frac{\Gamma}{2\pi} \cdot \ln(r) \quad (\text{EQ. 5.10})$$

FIG 5. VORTICE IDEAL



Definimos a seguir, outro conceito matemático importante, demonstrado no início do século simultaneamente por dois matemáticos russos e que representa a mais poderosa ferramenta atual para os modelos aerodinâmicos de escoamento incompressível.

5) TEOREMA DE KUTTA - JOUKOVSKI :

Considere um escoamento bi-dimensional incompressível em torno de um aerofólio. Seja uma curva S fechada que contenha o aerofólio. Se o aerofólio produzir sustentação, o campo de velocidades em torno do aerofólio será tal que a integral de linha da velocidade ao longo de S será finita e representará uma CIRCULAÇÃO FINITA. O teorema de Kutta/Joukowski diz que a sustentação por unidade de comprimento será diretamente proporcional à circulação gerada pela seguinte equação:

$$L' = \rho_0 \cdot v_0 \cdot \Gamma$$

(EQ 5.11)

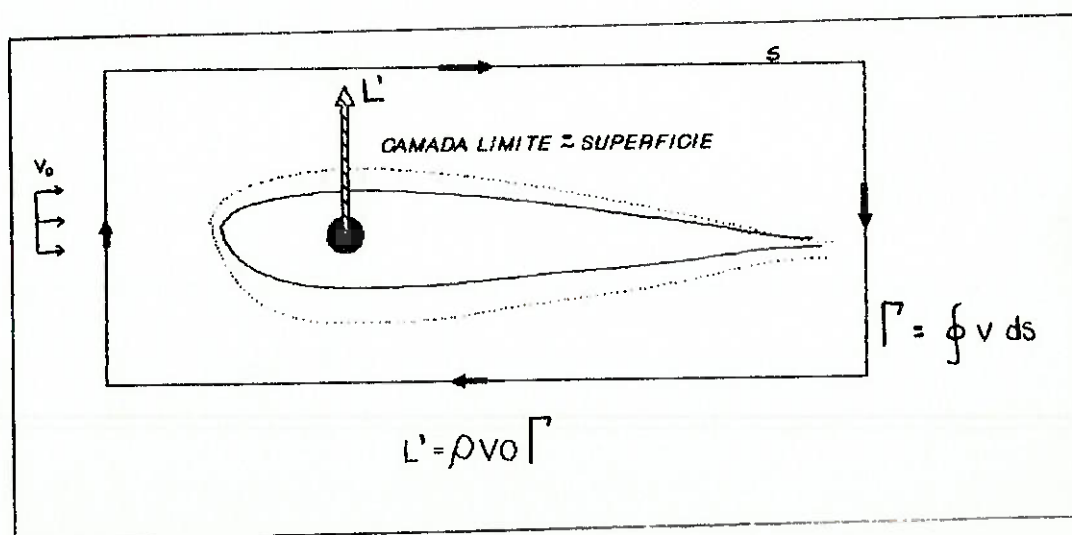
ρ_0 : Densidade do fluido ao longe.

v_0 : Velocidade do fluido ao longe.

OBS: Este teorema pode ser facilmente comprovado ao se calcular a sustentação em torno de um semi-cilindro, utilizando-se para isto as soluções de escoamento potencial para um dipolo associado ao escoamento uniforme.

Assim pode-se facilmente determinar a SUSTENTAÇÃO gerada por um aerofólio se encontrarmos alguma maneira de calcular a circulação em torno deste. Sabe-se que a circulação LOCAL em um ponto pode ser determinada pela resolução da equação de Laplace para escoamento de um vortice ideal, de acordo com os resultados acima obtidos. O problema resume-se então a encontrar de algum modo a CIRCULAÇÃO TOTAL em torno de um perfil, levando em conta a influência de cada vórtice local.

FIG.6 - TEOREMA DE KUTTA-JOUKOVSKI



Para resolver este problema, Prandtl no início do século também ,sugeriu uma nova teoria para o tratamento dos vórtices ,A TEORIA DA MALHA DE VORTICES,utilizando-se para isto do MODELO DE FILAMENTO DE VORTICE.

6)TEORIA DA MALHA DE VORTICES :

Dado um ponto O,no qual situa-se o centro de um vórtice de intensidade Γ , considera-se uma reta associada perpendicularmente ao plano do vórtice como um filamento ao longo do qual sempre existe um vórtice associado de intensidade 1 ,qualquer que seja a posição adotada sobre esta reta.Tem-se portanto um FILAMENTO DE VORTICE DE INTENSIDADE Γ .O escoamento induzido nos planos perpendiculares à esta reta é idêntico ao longo destes,já que o vórtice tem intensidade constante Γ .

Imagine um conjunto de filamentos de vórtices colocados lado a lado paralelamente no espaço .

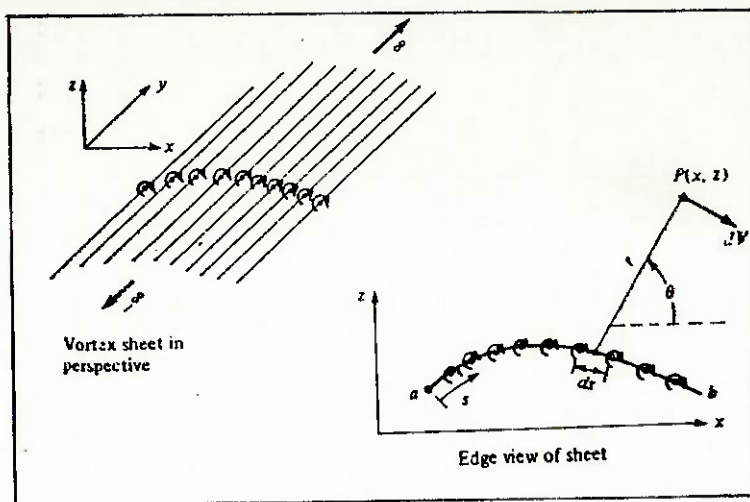
Seja S a coordenada medida perpendicularmente a estes filamentos.

Seja γ a intensidade de um vórtice por unidade por comprimento S ,de tal forma que tomemos um comprimento infinitesimal sobre esta curva,pode-se definir (FIG. 7):

$$d\Gamma = \gamma \cdot dS \rightarrow \Gamma = \int \gamma \cdot dS$$

(EQ 5.12)

FIG.7 - MALHA DE VORTICES



Assim, dado um ponto P no espaço, não contido na curva S, a VELOCIDADE INDUZIDA neste ponto será, pela teoria do vórtice ideal:

$$dv = -\frac{d\Gamma}{2 \cdot \pi \cdot r} = -\frac{\gamma \cdot ds}{2 \cdot \pi \cdot r} \quad (\text{EQ } 5.14)$$

e também pela equação (5.9) temos:

$$d\Phi = \frac{d\Gamma}{2 \cdot \pi} \cdot \theta \quad (\text{EQ } 5.15)$$

que integrando temos :

$$\Phi = \frac{1}{2 \cdot \pi} \cdot \int \theta \gamma ds \quad (\text{EQ } 5.16)$$

Para sabermos a circulação total gerada pelos vórtices ao longo de toda a curva S, basta integrar a equação 6.1 e portanto obter L' :

$$L' = \rho_0 \cdot v_0 \cdot \int_S \gamma \cdot dS \quad (\text{EQ 5.17})$$

Se fizermos a curva S acompanhar o perfil do aerofólio, obteremos diretamente a sustentação gerada por este.

Convém notar que esta teoria não considera os efeitos locais provocados pela camada limite, pois dentro desta, próximo às paredes do aerofólio o efeito de viscosidade torna :

$$\text{GRAD } v \neq 0$$

invalidando a aplicação da função potencial nesta região. Assim para efeito apenas de cálculo da sustentação CONSIDERAMOS QUE A ESPESSURA DA CAMADA LIMITE É MUITO PEQUENA MEDIANTE A ESPESSURA DO AEROFOLIO e PRATICAMENTE COINCIDE COM AS PAREDES DESTES. Portanto, para efeito de cálculo, temos :

$$\text{GRAD } v = 0$$

Até muito próximo da superfície do aerofólio, para podermos aplicar os resultados da função potencial.

Definidas as principais ferramentas matemáticas, desenvolveremos a seguir um método numérico capaz de calcular a distribuição de CIRCULAÇÃO LOCAL ao longo de um aerofólio.

7) MÉTODO DOS PAINÉIS DE VORTICES :

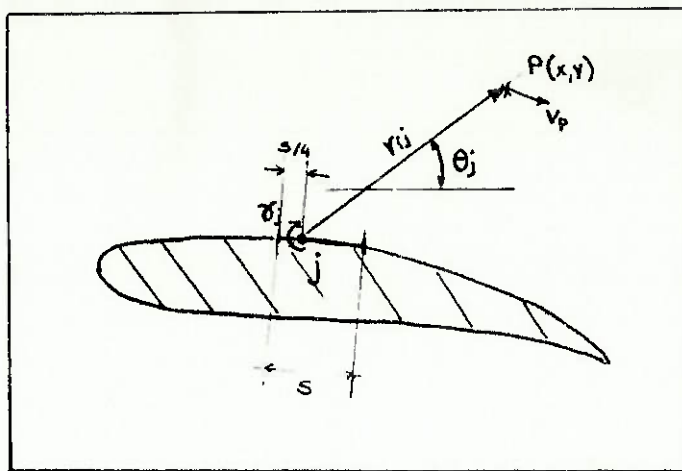
Dado um aerofólio qualquer tabelado ponto a ponto, e definidas suas condições de operação (Velocidade do escoamento do fluido ao longe e estado termodinâmico deste), pode-se subdividir as curvas que determinam seu perfil em um numero finito (N) de trechos retilíneos ou painéis. A cada painel podemos associar uma singularidade do tipo vórtice e substituir a superfície do aerofólio por uma MALHA DE VORTICES associada a uma cadeia de painéis.

Isto pode ser feito (e tem significado físico real) pois, devido a presença da camada limite, aparecem vorticidades associadas à superfície do aerofólio através de efeitos viscosos e gradientes de velocidade finitos neste local. Assim, nada melhor do que vórtices ideais para modelar este efeito.

Seja um painel j qualquer na superfície de um aerofólio. Este painel apresenta um vórtice aplicado Γ_j na posição de $3/4$ do seu comprimento total.

Seja um ponto de controle $P(x,y)$ no espaço, à uma distância r_j do centro do vórtice aplicado ao painel j , que forma um ângulo θ_j com a direção Ox . (VER FIG.8)

FIG.8. - PONTO DE CONTROLE



O valor da função potencial neste ponto é :

$$\Phi_j = -\frac{1}{2 \cdot \pi} \cdot \int \gamma_j \cdot \theta_{pj} \cdot ds \quad (\text{EQ 5.18})$$

onde :

$$\theta_{pj} = \arctan \frac{y_p - y_j}{x_p - x_j} \quad (\text{EQ 5.19})$$

Sendo que a função potencial obedece à equação de Laplace, suas soluções podem ser superpostas e portanto podemos somar todos os valores de Φ_j devido a influência de todos os painéis sobre o ponto P. Assim, neste ponto temos :

$$\Phi(P) = \sum_{j=1}^N \Phi_j = -\frac{1}{2 \cdot \pi} \cdot \sum_{j=1}^N \int \gamma_j \cdot \theta_{pj} \cdot ds_j \quad (\text{EQ 5.20})$$

Admitindo que γ_i seja praticamente constante ao longo de cada painel, passa-se γ_i para fora da integral e portanto:

$$\Phi(P) = -\frac{1}{2\pi} \sum_{j=1}^N \gamma_j \int \theta_{pj} \cdot ds_j \quad (\text{EQ 5.21})$$

Admitindo que P esteja também contido na superfície do aerofólio, mais precisamente NO CENTRO do i-ésimo, reescrevem-se as equações acima como:

$$\Phi(x_i, y_i) = -\gamma_j \cdot \left(\frac{1}{2\pi} \cdot \int \theta_{ij} \cdot ds_j \right) \quad (\text{EQ 5.22})$$

$$\theta_{ij} = \arctan \frac{y_i - y_j}{x_i - x_j} \quad (\text{EQ 5.23})$$

A (EQ 7.6) representa fisicamente a contribuição de TODOS OS PAINÉIS à função potencial no ponto de controle situado no centro do i-ésimo painel.

Existem, porém, as condições de contorno envolvidas:

- Em cada painel a COMPONENTE NORMAL da velocidade do fluido junto à este é nula, já que existe uma parede física. Esta componente é influenciada tanto pela velocidade do fluido ao longe, quanto pela velocidade induzida pelos vórtices. Assim temos:

$$v_n = 0 = v_{n, \Gamma} + v_{n, \infty}$$

(EQ 524)

A componente normal de velocidade devido à velocidade ao longe (v_0), no painel j é :

$$v_{n, \infty} = v_{00} \cdot \cos(\beta_j)$$

(EQ 525)

A componente normal de velocidade induzida pelos VORTICES é dada por :

$$v_{n, \Gamma} = -\frac{\partial \Phi_j}{\partial n_i} = -\frac{\gamma_j}{2 \cdot \pi} \cdot \int \frac{\partial \Phi_{ij}}{\partial n_j} \cdot ds_j$$

(EQ 526)

Juntando as equações (7.7), (7.8) e (7.9) chega-se finalmente à EQUAÇÃO FUNDAMENTAL DO MÉTODO DOS PAINÉIS :

$$\frac{\gamma_{ij}}{2\pi} \cdot \sum_{j=1}^N \int \frac{\partial \theta_{ij}}{\partial n_i} \cdot ds_j = V_{\infty} \cdot \cos(\beta_i) \quad (\text{EQ 5.2f})$$

Sendo $i = 1..N$, $j = 1..N$

Note que pode ser montado um sistema linear $N \times N$ onde as incógnitas são os próprios γ_j .

Entretanto devemos ficar atentos à uma segunda condição de contorno, no bordo de fuga do aerofólio, denominada CONDIÇÃO DE KUTTA:

No bordo de fuga, o fluido deve comportar-se do seguinte modo:

- 1) A circulação total ao longo do aerofólio deve ser tal que o fluido deixe o bordo de fuga suavemente, sem haver cruzamento das linhas de corrente.
- 2) A velocidade do fluido que sai do extradorso deve ser idêntica à do fluido que sai do intradorso em módulo e direção.

Estas duas leis implicam na igualdade dos vórtices gerados no último painel do intradorso e no último painel do extradorso

junto ao bordo de fuga do aerofólio, com MESMA INTENSIDADE, porém em SENTIDOS CONTRARIOS. (FIG. 10)

Logo:

$$\gamma_j = -\gamma_{j+1}$$

(EQ 5.28)

É necessário portanto escolher um dos painéis e não aplicar a equação 7.10 ,substituindo-a pela 7.11.

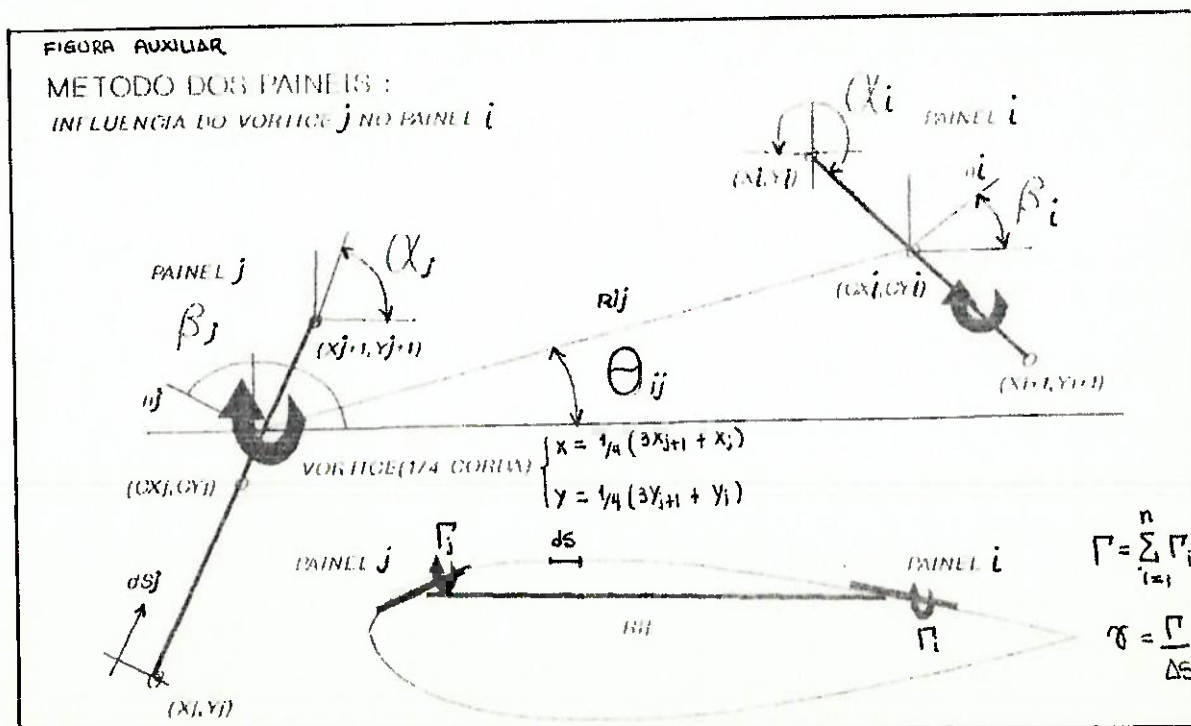
Uma vez resolvido o sistema de equações acima, basta aplicar o conceito de circulação para obter a sustentação :

$$L' = \rho_0 \cdot V_0 \cdot \sum_{j=1}^N \gamma_j \cdot S_j$$

QU

$$C1 = \frac{2}{V_0} \cdot \sum_{j=1}^N v_j \cdot s_j$$

(EO 529)



A partir da figura auxiliar, vamos tentar estimar o valor da integral $\int_S \frac{\partial \phi}{\partial n} dS$, para que possamos construir os coeficientes do sistema linear acima.

Observamos na figura as seguintes relações geométricas:

$$\alpha_j = \arctan \frac{Y(j+1) - Y(j)}{X(j+1) - X(j)} \quad (\text{EQ 5.30})$$

$$\alpha_i = 2\pi - \arctan \frac{Y(i+1) - Y(i)}{X(i+1) - X(i)} \quad (\text{EQ 5.31})$$

$$\beta_i = \alpha_i + \frac{\pi}{2} \quad (\text{EQ 5.32})$$

$$C_{Xj} = \frac{1}{4} (3 \cdot X(j+1) + X_j) \quad (\text{EQ 5.33})$$

$$C_{Yj} = \frac{1}{4} \cdot (3 \cdot Y(j+1) + Y_j) \quad (\text{EQ 5.34})$$

$$C_{Xi} = \frac{X(i+1) - X(i)}{2} \quad (\text{EQ 5.35})$$

$$C_{Yi} = \frac{Y(i+1) - Y(i)}{2} \quad (\text{EQ 5.36})$$

$$\frac{\partial X_i}{\partial n_i} = \cos(\beta_i) \quad (\text{EQ 5.37})$$

$$\frac{\partial Y_i}{\partial n_i} = \sin(\beta_i) \quad (\text{EQ 5.38})$$

$$\theta_{ij} = \arctan(u) = \arctan \frac{C_{Yi} - C_{Yj}}{C_{Xi} - C_{Xj}} \quad (\text{EQ 5.39})$$

$$\sin(\beta_i) = \cos(\alpha_i) \quad (\text{EQ 5.40})$$

$$\cos(\beta_i) = -\sin(\alpha_i) \quad (\text{EQ 5.41})$$

Sabemos que:

$$\begin{aligned} d\theta &= \left(\frac{\partial \theta}{\partial x} \right) \cdot dx + \left(\frac{\partial \theta}{\partial y} \right) \cdot dy = \left(\frac{\partial \theta}{\partial u} \cdot \frac{\partial u}{\partial x} \right) \cdot dx + \left(\frac{\partial \theta}{\partial u} \cdot \frac{\partial u}{\partial y} \right) \cdot dy \\ &= \frac{\partial \theta}{\partial u} \cdot \left(\frac{\partial u}{\partial x} \cdot dx + \frac{\partial u}{\partial y} \cdot dy \right) \end{aligned} \quad (\text{EQ 5.42})$$

mas

$$\frac{\partial \theta}{\partial u} = \frac{\partial(\arctan(u))}{\partial u} = \frac{1}{1+u^2} = \frac{1}{1 + \frac{(CY_i - CY_j)^2}{(CX_i - CX_j)^2}} = \frac{(CX_i - CX_j)^2}{(CX_i - CX_j)^2 + (CY_i - CY_j)^2} \quad (\text{EQ 5.43})$$

$$\frac{\partial u}{\partial x} = \frac{\partial}{\partial x} \cdot \left(\frac{CY_i - CY_j}{CX_i - CX_j} \right) = - \frac{(CY_i - CY_j)}{(CX_i - CX_j)^2} \quad (\text{EQ 5.44})$$

$$\frac{\partial u}{\partial y} = \frac{\partial}{\partial y} \cdot \left(\frac{CY_i - CY_j}{CX_i - CX_j} \right) = \frac{1}{CX_i - CX_j} \quad (\text{EQ 5.45})$$

e portanto :

$$\begin{aligned} d\theta &= \left(\frac{(CX_i - CX_j)^2}{(CX_i - CX_j)^2 + (CY_i - CY_j)^2} \right) \cdot \left(\frac{-(CY_i - CY_j) \cdot dx + (CX_i - CX_j) \cdot dy}{(CX_i - CX_j)^2} \right) \\ &= \frac{1}{r_{ij}^2} \cdot (-(CY_i - CY_j) \cdot dx + (CX_i - CX_j) \cdot dy) \end{aligned} \quad (\text{EQ 5.46})$$

$$\text{onde } r_{ij}^2 = (CX_i - CX_j)^2 + (CY_i - CY_j)^2$$

que derivando em relação a n_i obtemos:

$$\begin{aligned} \frac{\partial \theta}{\partial n_i} &= \left(\frac{1}{r_{ij}^2} \right) \cdot (-(CY_i - CY_j) \cdot \frac{\partial CX_i}{\partial n_i} + (CX_i - CX_j) \cdot \frac{\partial CY_i}{\partial n_i}) \\ &= \left(\frac{1}{r_{ij}^2} \right) \cdot (\sin(\beta_i) \cdot (CX_i - CX_j) - \cos(\beta_i) \cdot (CY_i - CY_j)) \end{aligned} \quad (\text{EQ 5.47})$$

Considere agora a seguinte mudança de variáveis:

$$CX_j = X_j + S_j \cdot \cos(\alpha_j) \quad (\text{EQ } 5.48)$$

$$CY_j = Y_j + S_j \cdot \sin(\alpha_j) \quad (\text{EQ } 5.49)$$

Onde S_j é a coordenada dos pontos sobre o painel j

Com isto pode-se transformar a função a se integrar em uma relação do tipo QUOCIENTE DE POLINOMIOS, do tipo :

$$I_{ij} = \int \frac{\partial \theta}{\partial n} \cdot dS = \int \frac{C \cdot S_j + D}{S_j^2 + 2 \cdot A \cdot S_j + B} \cdot dS_j \quad (\text{EQ } 5.50)$$

Com algum esforço algébrico pode-se determinar os coeficientes A, B, C e D :

$$A = -(CX_i - X_j) \cdot \cos(\alpha_j) - (CY_i - Y_j) \cdot \sin(\alpha_j) \quad (\text{EQ } 5.51)$$

$$B = (CX_i - X_j)^2 + (CY_i - Y_j)^2 \quad (\text{EQ } 5.52)$$

$$C = -(\sin(\alpha_j) \cdot \sin(\alpha_i) + \cos(\alpha_j) \cdot \cos(\alpha_i)) \quad (\text{EQ } 5.53)$$

$$D = (CX_i - X_j) \cdot \cos(\alpha_i) + (CY_i - Y_j) \cdot \sin(\alpha_i) \quad (\text{EQ } 5.54)$$

e definimos E como:

$$E = \sqrt{B - A^2} \quad (\text{EQ } 5.55)$$

Para a relação acima, a integral apresenta SOLUÇÃO ANALITICA da forma :

$$i j = \frac{C}{2} \cdot \ln(Sj^2 + 2 \cdot A \cdot Sj + B) + \frac{(D - A \cdot C)}{E} \cdot \left(\arctan\left(\frac{Sj + A}{E}\right) - \arctan\left(\frac{A}{E}\right) \right) \quad (\text{EQ 5.56})$$

Finalmente podemos construir o sistema linear acima, calculando todos os coeficientes:

$$\sum_{j=1}^N \left(\sum_{i=1}^N \gamma_j \cdot I_{ij} \right) = -2 \cdot \pi \cdot V_{\infty} \cdot \sin(\alpha_i) \quad (\text{EQ 5.57})$$

mais a CONDIÇÃO DE KUTTA.

seja:

$$\begin{matrix} & \begin{matrix} 1 & 2 & 3 & \dots & m & \dots & N \end{matrix} \\ \begin{matrix} 1 \\ 2 \\ 3 \\ \vdots \\ m \\ \vdots \\ N \end{matrix} & \begin{bmatrix} I_{11} & I_{12} & I_{13} & \dots & I_{1m} & \dots & I_{1N} \\ I_{21} & I_{22} & I_{23} & \dots & I_{2m} & \dots & I_{2N} \\ I_{31} & & & & & & \\ \vdots & & & & & & \\ 0 & 0 & \dots & 0 & -1 & 1 & 0 \\ \vdots & & & & & & \\ I_{N1} & \dots & & & & & I_{NN} \end{bmatrix} \end{matrix} \begin{bmatrix} \gamma_1 \\ \gamma_2 \\ \gamma_3 \\ \vdots \\ \gamma_m \\ \vdots \\ \gamma_N \end{bmatrix} = -2\pi V_{\infty} \begin{bmatrix} \sin \alpha_1 \\ \sin \alpha_2 \\ \sin \alpha_3 \\ \vdots \\ 0 \\ \vdots \\ \sin \alpha_N \end{bmatrix}$$

$N = \text{Numero TOTAL DE PAINÉIS.}$

$$\Rightarrow [I] \cdot [\gamma] = -2\pi V_{\infty} [\sin \alpha]$$

$$\therefore [\gamma] = -2\pi V_{\infty} [\sin \alpha] \cdot [I]^{-1}$$

obs: Sendo m o painel do bordo de fuga localizado no INTRADORSO e (m-1) o painel do bordo de fuga localizado no EXTRADORSO aplica-se a condição de KUTTA na linha m da matriz [I], ou seja:

$$\gamma_m - \gamma_{m-1} = 0$$

CALCULO DO ARRASTO

O ARRASTO medido em um corpo submerso em um escoamento bi-dimensional é basicamente efeito da viscosidade do fluido.

A influência do atrito entre uma superfície com velocidade nula e um fluido que escoa adjacente a esta superfície tende a criar, junto a esta, uma força que retarde seu movimento. Esta força, considerada por unidade de área é denominada TENSÃO DE CIZALHAMENTO, que tem direção paralela à superfície. Devido a esta, a velocidade do fluido na superfície é nula e tende a acelerar até o valor da velocidade do fluido ao longe, desenvolvendo-se num perfil crescente de velocidades.

Considere agora que o fluido esteja escoando sobre uma superfície finita qualquer. Suponha que exista um GRADIENTE DE PRESSÃO sobre esta superfície, gerado pela mudança de forma desta, fazendo com que a velocidade do fluido acima da camada de fricção mude de direção e intensidade. Suponha que este gradiente faça com que a pressão cresça ao longo da superfície. Devido à existência do efeito de fricção, associada ao aumento da pressão o perfil de velocidades tende a se deformar cada vez mais para o lado da montante da superfície até que em certa posição a velocidade do perfil se anula em alguma ponto acima da superfície e muda de sentido, gerando um FLUXO REVERSO. A consequência disto será a SEPARAÇÃO DA CAMADA LIMITE da superfície alterando drasticamente a distribuição de pressões ao longo do perfil pois o fluido escoará por cima da camada que descolou e não mais

acompanhando a forma do corpo.

O ocorrencia da separação da camada limite aumenta o arrasto e diminui drasticamente a sustentação de um aerofólio, já que a distribuição de pressões ao longo deste diminui de magnitude. O fenômeno de descolamento acompanhado pela súbita quebra da sustentação é denominado STALL.

Assim, podemos definir dois tipos distintos de arrasto:

- (1) ARRASTO DE FRICÇÃO : Provocado pela componente projetada na direção do escoamento ao longo da INTEGRAL DA TENSÃO DE CIZALHAMENTO ao longo do corpo.
- (2) ARRASTO DE PRESSÃO ou DE FORMA : Provocado pela componente projetada na direção do escoamento ao longo da INTEGRAL DA DISTRIBUIÇÃO DE PRESSÃO ao longo do corpo.

Para o escoamento tridimensional em uma asa ,além dos arrastos de FRICÇÃO e PRESSÃO ainda existe o ARRASTO INDUZIDO, que depende exclusivamente do aspecto ou alongamento da asa utilizada. Este assunto será elucidado no capítulo de Cálculo de Sustentação em asas.

O arrasto de FRICÇÃO e o arrasto de PRESSÃO formam juntos o chamado ARRASTO DE PERFIL no caso de um aerofólio.

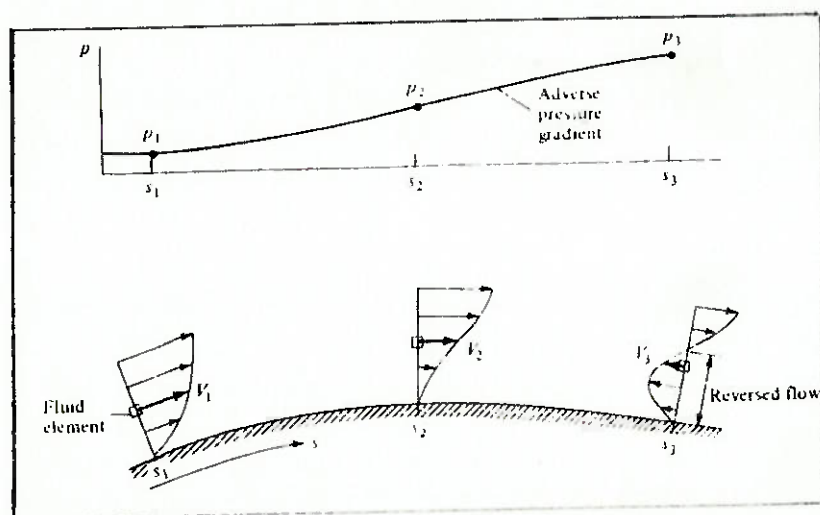
Para o cálculo exato destas grandezas em um perfil cuja superfície não é plana, como em um aerofólio, não existem, a nível

de graduação, ferramentas para seu cálculo analítico. Para isto, utilizaremos neste estudo, apenas um modelo aproximado, cuja solução é bem conhecida para este nível de trabalho : A TEORIA DA CAMADA LIMITE PARA PLACAS PLANAS.

Assim sendo, considerando que um aerofólio apresenta o seu COMPRIMENTO DE PELO MENOS DEZ VEZES MAIOR QUE SUA ESPESSURA MAXIMA, pode-se considerar que, para efeito de arrasto, este se comporte como uma PLACA PLANA DE COMPRIMENTO IGUAL A SUA CORDA.

Apresentaremos a seguir os modelos matemáticos que estimem os dois tipos de arrasto para um aerofólio, considerando que este se comporte como uma placa plana imersa em um escoamento bi-dimensional.

FIG.9 - ESCOAMENTO VISCOSO COM GRADIENTE DE PRESSÃO

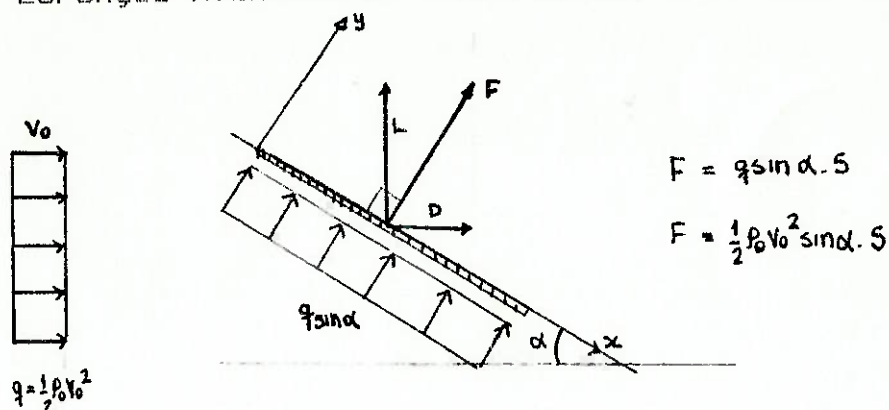


1) ARRASTO DE PRESSÃO ou DE FORMA :

Seja uma PLACA plana de comprimento c e espessura b , imersa em um escoamento, que ao longe tem perfil de velocidades uniforme com velocidade média v_0 e condições termodinâmicas T_0 e p_0 . A placa forma com a direção da velocidade ao longe um ângulo α .

Nestas condições, a chapa fica sujeita á uma força resultante F provinda da interação entre o fluido e esta. A componente de F paralela á velocidade ao longe é denominada ARRASTO e a componente de F perpendicular á velocidade ao longe é denominada SUSTENTAÇÃO. (Vide FIG.10)

FIG.10 - ESFORÇOS ATUANTES NA CHAPA DEVIDO A PRESSÃO TOTAL



OBS: O ARRASTO DE PRESSÃO DEVE-SE APENAS Á INTERAÇÃO DE FORÇAS NORMAIS À SUPERFÍCIE DO CORPO, PROJETADAS NA DIREÇÃO DA VELOCIDADE v_0 .

O fluido carrega consigo uma energia total expressa pela lei de Bernoulli sob a forma de pressão :

$$p_t = p_0 + q = p_0 + \frac{1}{2} \rho v^2$$

A FORÇA NORMAL á superfície da placa, portanto, pode ser expressa, pela decomposição de forças em :

$$F = q \cdot S \cdot \sin(\alpha) + (p_0 \cdot S - p_0 \cdot S) \cdot \sin(\alpha) \quad (\text{EQ 5.58})$$

O ARRASTO é a componente de F na direção de v_0 , ou seja :

$$D = F \cdot \sin(\alpha) = q \cdot S \cdot \sin^2(\alpha) = \frac{1}{2} \rho \cdot v_0^2 \cdot b \cdot c \cdot \sin^2(\alpha)$$

(EQ 5.59)

Sendo $D' = D/b$ temos, para o aerofólio :

$$cd = \frac{D}{\frac{1}{2} \cdot \rho \cdot v_0^2 \cdot c \cdot b} = \frac{D'}{\frac{1}{2} \cdot \rho \cdot v_0^2 \cdot c} = \sin^2(\alpha) \quad (\text{EQ 5.60})$$

Considerando o fluido gás perfeito, como é o caso do ar nas condições ISA ($T = 15^\circ\text{C}$ e $p = 101325 \text{ Pa}$), temos

$$D' = \frac{1}{2} \cdot \frac{p_0}{R \cdot T_0} \cdot v_0^2 \cdot c \cdot \sin^2(\alpha) \quad (\text{EQ 5.61})$$

Percebe-se que o coeficiente de arrasto de pressão só depende da posição da chapa em relação ao campo de velocidades uniforme.

2)ARRASTO DE FRICÇÃO :

OBS: Não pretendemos aqui deduzir as equações que governam a camada limite e sim aproveitar destas ,seus resultados.

Considerando novamente a chapa plana em ângulo de ataque ,a componente de velocidade paralela à superfície da placa,que inicialmente tem contato com esta à sua montante é :

$$v = v_0 \cdot \cos(\alpha)$$

É esta a velocidade inicial que suporemos para a formação da camada limite e não apenas v_0 .

Supondo portanto uma chapa plana,de comprimento c e largura unitária, cujo perfil de velocidades ao longo desenvolve-se com velocidade v ,temos inicialmente a formação da camada limite laminar que começa a se desenvolver desde o início da placa até a posição x medida ao longo desta onde o Número de Reynolds vale aproximadamente 5×10^5 .

Para a camada limite laminar,temos pela solução de Blasius,o cálculo exato do COEFICIENTE DE ARRASTO local :

$$C_f = \frac{0.664}{\sqrt{Re_x}} = \frac{0.664}{\sqrt{\frac{\rho_0 \cdot v_0 \cdot x}{\mu_0}}} \quad (EQ 5.62)$$

que integrando ao longo do comprimento da placa,de 0 a c ,obtemos o COEFICIENTE DE ATRITO MÉDIO PARA TODA A PLACA:

$$C_{fmed} = \frac{1}{c} \cdot \int C_f \cdot dx = \frac{1.328}{\sqrt{Re_c}} \quad (EQ 5.63)$$

A partir da posição crítica onde $Re \geq 5 \times 10^5$, as forças viscosas tendem a aumentar e fazer com que a energia seja dissipada também entre as camadas fluidas, tornando o escoamento turbulento. Existe portanto uma pequena faixa de transição onde o escoamento passa de laminar a turbulento. Para efeito de cálculo esta faixa resume-se a próprio ponto X_{crit} . Portanto a partir desta posição pode-se considerar que o escoamento se desenvolva de forma turbulenta.

Para a camada limite turbulenta, o coeficiente de atrito médio é baseado em observações experimentais e vale :

$$C_{fmed} = \frac{0.074c}{Re^{1/2}} = \frac{0.074c}{\left(\frac{\rho_0 \cdot v_0 \cdot c}{\mu_0} \right)^{1/2}} \quad (EQ 5.64)$$

Entertanto não se pode considerar que a partir de X_{crit} o coeficiente de atrito deva valer para o caso turbulento já que a camada limite já se encontrava com espessura desenvolvida de forma laminar. Deve-se compor o coeficiente de atrito médio neste caso, da seguinte forma :

- Uma parcela de C_f laminar até a posição X_{crit} , como se a placa apresentasse este comprimento :

$$\frac{1.328}{\sqrt{Re_{crit}}} = \frac{1.328}{\sqrt{\frac{\rho_0 \cdot v_0 \cdot X_{crit}}{\mu_0}}}$$

mais

- Uma parcela de C_f como se a camada limite fosse TURBULENTA em todo o comprimento da placa :

$$\frac{0.074c}{Re_c^{\frac{1}{5}}}$$

menos

- Uma parcela de C_f como se a camada limite fosse TURBULENTA até a posição X_{crit} :

$$\frac{0.074X_{crit}}{Re_{crit}^{\frac{1}{5}}}$$

Juntando estes termos podemos chegar à equação fundamental :

$$C_f = \frac{1.328}{\sqrt{Re_{crit}}} + \frac{0.074c}{Re_c^{\frac{1}{5}}} - \frac{0.074X_{crit}}{Re_{crit}^{\frac{1}{5}}}$$

Que reordenada torna-se apenas :

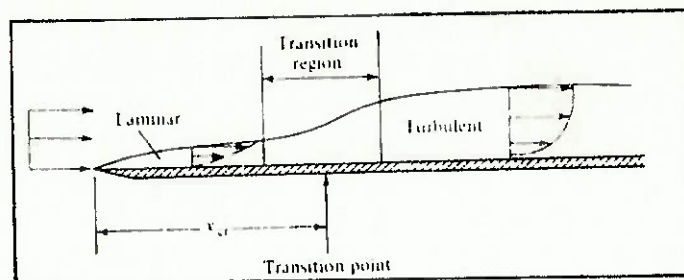
$$C_f = \frac{0.074c}{Re_c^{\frac{1}{5}}} - \frac{1700}{Re_c} \quad (5.67)$$

Para $Re_{crit} = 5 \times 10^5$

$$Re_c = \frac{\rho_0 V_0 c}{\mu_0} \cos \alpha$$

Na (FIG. 10) temos uma ilustração deste efeito :

FIG 10 - ESCOAMENTO REAL PARA A CAMADA LIMITE EM UMA PLACA PLANA



Sendo o COEFICIENTE de ARRATO definido segundo a equação
e o coeficiente de atrito segundo a equação ,
temos ainda que :

$$D = \tau \cdot S = \tau \cdot c \cdot b \implies D' = \tau \cdot c$$

portanto ,o coeficiente de arrasto de fricção será:

$$C_{df} = \frac{\tau}{\frac{1}{2} \rho_0 V_0^2} = \frac{D'}{\frac{1}{2} \rho_0 V_0^2 c} = C_f$$

Assim sendo ,o COEFICIENTE DE ARRATO TOTAL DE UMA CHAPA
PLANA SUBMETIDA A UM ANGULO DE ATAQUE ,pode ser modelado por :

$$C_d = C_{df} + C_{dp} = C_f + \sin^2(\alpha)$$

(EQ 5.68)

Projetando a tensão de cisalhamento em ambos os lados da placa paralelamente ao escoamento, chega-se finalmente à expressão analítica do coeficiente de arrasto:

$$C_a = \sin^2(\alpha) + 2 \cdot \cos(\alpha) \cdot \left(\frac{0.074c}{Re_c^{\frac{1}{5}}} - \frac{1700}{Re_c} \right) \quad (EQ 5.69)$$

$$\text{Para } Re_c = \frac{\rho_0 V_0 \cos \alpha \cdot c}{\mu_0}$$

Note que se o ângulo de ataque for muito pequeno, C_d é proporcional ao quadrado deste, o que parece coerente já que a curva $C_d \times \text{ALFA}$ é frequentemente modelada por uma parábola. Observa-se que o efeito da camada limite prevalece para ângulos de ataque pequenos. À medida que ALFA aumenta, o arrasto de pressão aumenta muito além do arrasto viscoso. Chegará um ângulo onde o gradiente de pressão ao longo do corpo é tão grande que descolará a camada limite e ocorrerá portanto o STALL.

Lembramos novamente que a aproximação acima é coerente e verificável experimentalmente para corpos cuja espessura é até cerca de DEZ vezes menor que seu comprimento ou corda. (BASTA OBSERVAR A SEMELHANÇA ENTRE AS CURVAS DE ARRASTO PARA OS AEROFOLIOS NACA).

CALCULO DO MOMENTO DE "PITCH"

Além da sustentação e do arrasto, como vimos, existe a a grandeza denominada "MOMENTO DE PITCH" atuando no aerofólio para o caso de escoamento bi-dimensional, gerado pela diferença de posição entre o CG e o CP deste.

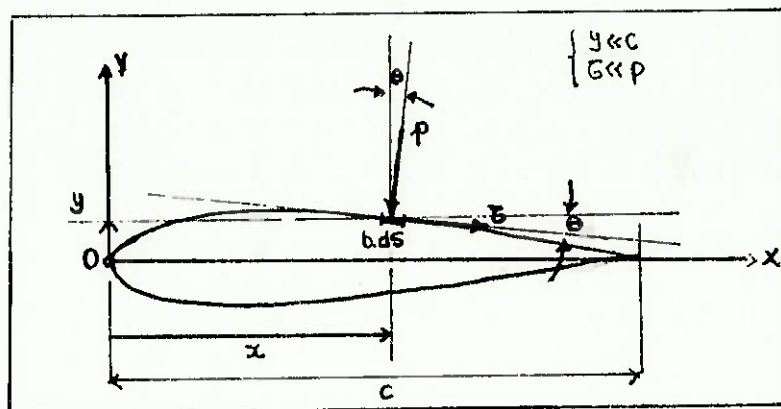
Como vimos na SECÇÃO II, este momento pode ser determinado simplesmente pelo produto da FORÇA DE SUSTENTAÇÃO obtida pela ordenada do centro de pressão. Assim, na verdade, basta determinarmos o centro de pressão do aerofólio, para podermos calcular este momento.

Para determinarmos a posição do centro de pressão, basta como sempre dividir a somatória de momentos em torno do origem (tomada no ponto mais próximo do bordo de ataque) pela somatória de forças atuantes da superfície do aerofólio. Como vimos, nesta podem atuar dois tipos de esforços como resultado da interação com o fluido : tensões de cisalhamento, paralelas à superfície e pressões normais à superfície.

Apenas para efeito de cálculo de momentos, podemos considerar que a ordem de grandeza da tensão de cisalhamento local atuando em um elemento de área é muito menor que a pressão atuando sobre este. Além do mais, no caso de aerofólios, o braço de momento entre o ponto de aplicação da força provocada pela tensão de cisalhamento e a origem é muito pequeno devido à espessura delgada do aerofólio. Assim, consideramos apenas a COMPONENTE PERPENDICULAR à direção do escoamento ao longe da pressão em um ponto para efeito de cálculo do centro de pressão. (VER FIG.11)

Deste modo desprezamos os efeitos da tensão de cisalhamento ao longo da superfície do aerofólio, só nos preocupando com a componente da pressão perpendicular ao eixo x.

FIG. 11 -- ELEMENTOS PARA O CALCULO DO CENTRO DE PRESSÃO



$$M_0 = \int_S x p \cos \theta b \cdot ds - \int_S y p \sin \theta b \cdot ds + \int_S x \tau \cos \theta b \cdot ds + \int_S y \tau \sin \theta b \cdot ds$$

Desta forma, o momento em relação à origem, da força normal originada pela pressão em um ponto da superfície será (apenas):

$$dM = p \cdot (x \cdot \cos(\theta) - y \cdot \sin(\theta)) \cdot dS \quad (\text{EQ 5.70})$$

onde (θ) = Ângulo que p faz com a direção $X \perp$ (ou Y)

Sendo $X_{cp} = M/F$, temos, integrando dF e dM :

$$X_{cp} = \frac{\int (x \cdot p \cdot \cos(\theta) - y \cdot p \cdot \sin(\theta)) \cdot ds}{\int (p \cdot \cos(\theta) - p \cdot \sin(\theta)) \cdot ds}$$

EQ 5.71

Basta portanto sabermos a distribuição de p ao longo da superfície do aerofólio.

Como definido no capítulo III, p pode ser escrito em termos de C_p local como :

$$p = p_0 + c_p \cdot q$$

Onde $c_p = 1 - \left(\frac{v}{v_0}\right)^2$, que é função da velocidade em cada ponto.

Considere agora um curva retangular fechando-se sobre uma superfície qualquer, que contenha uma malha de vórtices de comprimento ds (FIG. 12).

Sejam as componentes de velocidades tangenciais na superfície superior e inferior da curva retangular u_1 e u_2 , respectivamente e as componentes de velocidade tangenciais nos lados direito e esquerdo da curva v_1 e v_2 respectivamente. O retângulo tem altura dn . Da definição de circulação em torno da superfície temos:

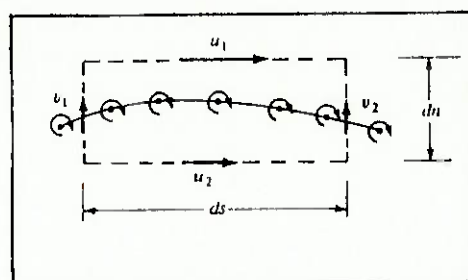
$$d\Gamma = -(v_2 \cdot dn - u_1 \cdot ds - v_1 \cdot dn + u_2 \cdot ds) = \gamma \cdot ds \quad (\text{EQ. 5.72})$$

Se $dn \rightarrow 0$, no limite u_1 e u_2 tornam-se velocidades tangenciais à malha de vórtices e portanto :

$$\gamma = u_1 - u_2$$

(EQ. 5.73)

FIG 12 - VELOCIDADES TANGENCIAIS ATRAVES DE UMA MALHA DE VORTICES DE COMPRIMENTO INFINITESIMAL.



No caso do aerofólio, $u_2 = 0$, pois o bordo inferior do retângulo estaria fisicamente dentro do aerofólio onde não há escoamento. logo:

A VELOCIDADE TANGENCIAL LOCAL EM UM PONTO TEM VALOR IDENTICO, NO LIMITE AO VALOR DA CIRCULAÇÃO POR UNIDADE DE COMPRIMENTO LOCAL.

Esta conclusão é muito importante, pois se utilizarmos o método dos painéis para determinar os valores locais da circulação por unidade de comprimento, estaremos determinando o valor da velocidade tangencial média em cada painel e portanto o valor de C_p .

$$C_{pj} = 1 - \left(\frac{v_j}{v_0} \right)^2 = 1 - \left(\frac{y_j}{v_0} \right)^2 \quad (\text{EQ 5.74})$$

e assim, $P_j = p_0 + C_{pj} \cdot q$

Discretizando a equação 5.71 para n painéis finalmente podemos calcular XCP numericamente como:

$$X_{cp} = \frac{\sum (p_0 + (1 - (\frac{y_j}{v_0})^2) \cdot (\frac{1}{2} \cdot \rho \cdot v_0^2)) \cdot (x_j \cdot \cos(\theta_j) - y_j \cdot \sin(\theta_j)) \cdot S_j}{\sum (p_0 + (\frac{y_j}{v_0})^2) \cdot (\frac{1}{2} \cdot \rho \cdot v_0^2)) \cdot (\cos(\theta_j) - \sin(\theta_j)) \cdot S_j}$$

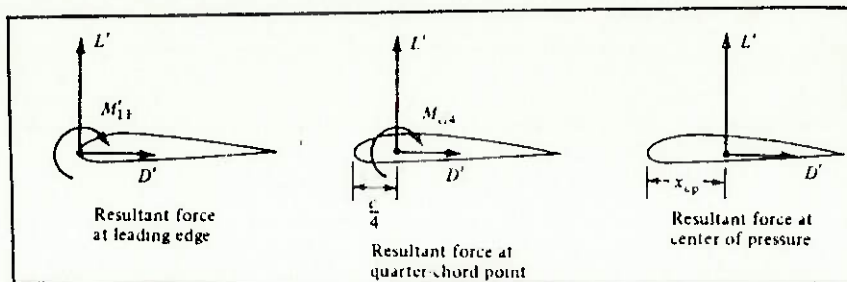
$$S_j = \sqrt{(x_j - x_{j+1})^2 + (y_j - y_{j+1})^2} \quad e \quad \theta_j = \tan^{-1} \frac{y_{j+1} - y_j}{x_{j+1} - x_j}$$

e assim:

$$M' = -x_{cp} \cdot L' = -\rho_0 v_0 \sum_{j=1}^N \theta_j \frac{\sum_{i=1}^N ((p_0 + (1 - (\frac{y_i}{v_0})^2) (\frac{1}{2} \rho_0 v_0^2)) \cdot (x_i \cdot \cos(\theta_i) - y_i \cdot \sin(\theta_i))) \cdot S_i}{\sum_{j=1}^N ((p_0 + (1 - (\frac{y_j}{v_0})^2) (\frac{1}{2} \rho_0 v_0^2)) (\cos(\theta_j) - \sin(\theta_j))) \cdot S_j} \quad (\text{EQ 5.76})$$

é interessante observar que o centro de pressão sempre situa-se próximo à região de 25% do comprimento da corda do aerofólio, por mais diferente que seja o valor da sustentação gerada (EXCETO EM CASO DE SUSTENTAÇÃO NULA, POIS $X_{CP} \rightarrow -\infty$). É por isso que vários autores preferem tomar como origem de momentos a posição c/4 e não a origem convencional no bordo de ataque: além de ser conveniente matematicamente, pois com $L=0$ X_{cp} não tende a $-\infty$, a posição deste é muito melhor expressa em termos das variações em relação a c/4.

FIG 13 - MOMENTOS AERODINAMICOS



Pela figura 13 temos, em relação ao quarto de corda :

$$M'_{c/4} = M' + L' \cdot (c/4)$$

e portanto :

$$C_m(c/4) = \frac{1}{\frac{1}{2} \rho_0 V_0^2 c^2} \left[\left(\frac{c}{4} - x_{cp} \right) \cdot L' \right] = \frac{\rho_0 V_0}{\frac{1}{2} \rho_0 V_0^2 c^2} \left[\left(\frac{c}{4} - x_{cp} \right) \sum_{j=1}^N \gamma_j S_j \right] \quad (\text{EQ 5.77})$$

$$C_m \epsilon_{\frac{1}{4}} = \left(\frac{2}{V_0 c^2} \sum_{j=1}^N \gamma_j S_j \right) \cdot \left[\frac{c}{4} - \frac{\sum_{j=1}^N \left(\rho_0 + (1 - \frac{\gamma_j^2}{V_0^2}) \right) \left(\frac{1}{2} \rho_0 V_0^2 \right) (x_j \cos \theta_j - y_j \sin \theta_j) S_j}{\sum_{j=1}^N \left(\rho_0 + (1 - \frac{\gamma_j^2}{V_0^2}) \right) \left(\frac{1}{2} \rho_0 V_0^2 \right) (\cos \theta_j - \sin \theta_j) S_j} \right]$$

Desenvolvidos os modelos matemáticos para o escoamento bi-dimensional em aerofólios, passemos agora à análise do escoamento tri-dimensional em asas finitas.

VI) CALCULO DE SUSTENTACAO,ARRASTO E MOMENTOS EM ASAS FINITAS:

1) INTRODUÇÃO:

O escoamento bi-dimensional em torno de uma secção de asa pode ser determinado utilizando-se da função potencial de velocidades e da teoria da camada limite para chapas planas. A partir daí podemos determinar os coeficientes C_l , C_d , C_m e C_p como comportamentos locais, em termos do ângulo de ataque α .

Entretanto, se considerarmos este perfil como uma "fatia" de asa, não poderemos simplesmente utilizar-se dos mesmos coeficientes para calcular L , D e M . É errado pensar que multiplicando L' , D' e M' pela envergadura da asa obteremos L , D e M reais para a asa. Isto se deve principalmente devido às condições de contorno na ponta da asa, pois onde esta termina não há a geração de qualquer esforço aerodinâmico já que lá não existe asa.

A primeira conclusão importante é a deformação do perfil de sustentações ao longo da envergadura da asa. Não se pode considerar que a sustentação se comporte de maneira uniforme ao longo desta, já que nas pontas não existe a geração de sustentação.

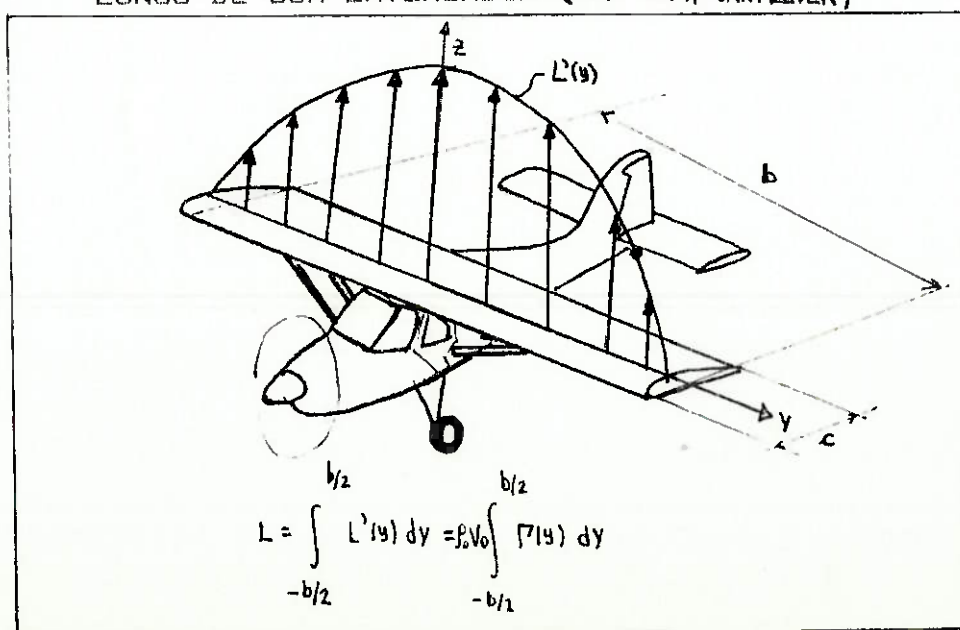
Intuitivamente podemos deduzir que a sustentação deva crescer em direção à raiz da asa, ou sua corda central, começando em zero e

terminando num valor bem próximo ao previsto pelo tipo aerofólio que compõe esta asa (SUPONDO QUE É UTILIZADO O MESMO TIPO DE AEROFOLIO AO LONGO DE TODA A ENVERGADURA).

Se considerarmos que a asa seja do tipo SEMI-CANTLEVER, ou seja que a asa seja interiga e nenhuma fuselagem divida esta em duas, o perfil de sustentação se assemelhará muito á uma elipse, começando com zero nas pontas e atingindo valor máximo na corda central.

Em asas divididas por uma fuselagem (CANTLEVER), a sustentação atige o máximo até bem próximo da raiz e apresenta uma suave queda até a linha central da fuselagem. Isso se deve ao fato da fuselagem interferir negativamente no perfil de sustentações, deformando-o, pois o gradiente de pressão ao longo da fuselagem é completamente diferente do provocado pelo aerofólio. A fuselagem induz muito pouca sustentação e funciona como condição de contorno adversa para o escoamento, aumentando inclusive o arrasto de fricção e de forma. (VER FIG.14)

FIG. 14 - DISTRIBUIÇÃO DA SUSTENTAÇÃO EM UMA ASA FINITA AO LONGO DE SUA ENVERGADURA (ASA SEMI-CANTLEVER)



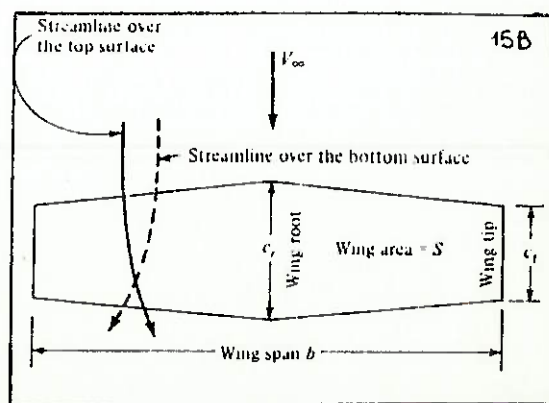
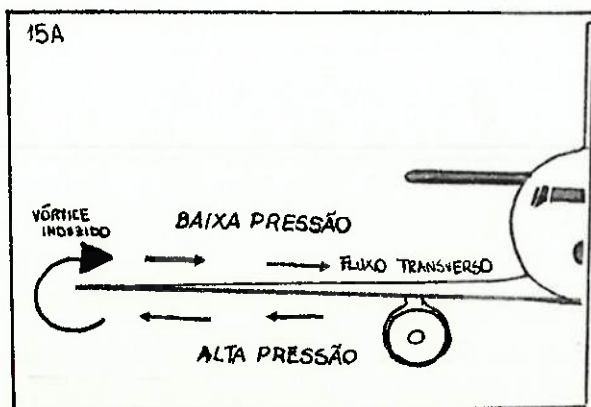
Vejamos os outros efeitos que uma asa finita pode induzir no escoamento.

2) "DOWN WASH" e ARRASTO INDUZIDO :

Como vimos, o mecanismo para geração de sustentação em uma asa se deve ao fato de existir um gradiente de pressão estática entre o intradorso e o extradorso, provocado pela maior aceleração do fluido no extradorso, que geralmente apresenta maior curvatura que o intradorso. Portanto existe ALTA PRESSÃO estática no INTRADORSO e BAIXA PRESSÃO estática no EXTRADORSO.

Devido à esta diferença de pressão, na ponta da asa o fluido do intradorso tenta subir ao extradorso, buscando o equilíbrio de pressões. Um vórtice então é formado na ponta da asa (VÓRTICE INDUZIDO), cujo sentido de rotação sempre segue do intradorso para o extradorso. Este vórtice influencia nas linhas de corrente no extradorso distorcendo-as para a direção da raiz e no intradorso, distorcendo-as em direção à ponta. Surge portanto também um FLUXO TRANSVERSO no escoamento, formado pela componente na direção da envergadura (Y) da velocidade do escoamento ao longo das linhas de corrente. (VER FIG. 15)

FIG. 15 - VÓRTICES INDUZIDOS e DISTORÇÃO DAS LINHAS DE CORRENTE.

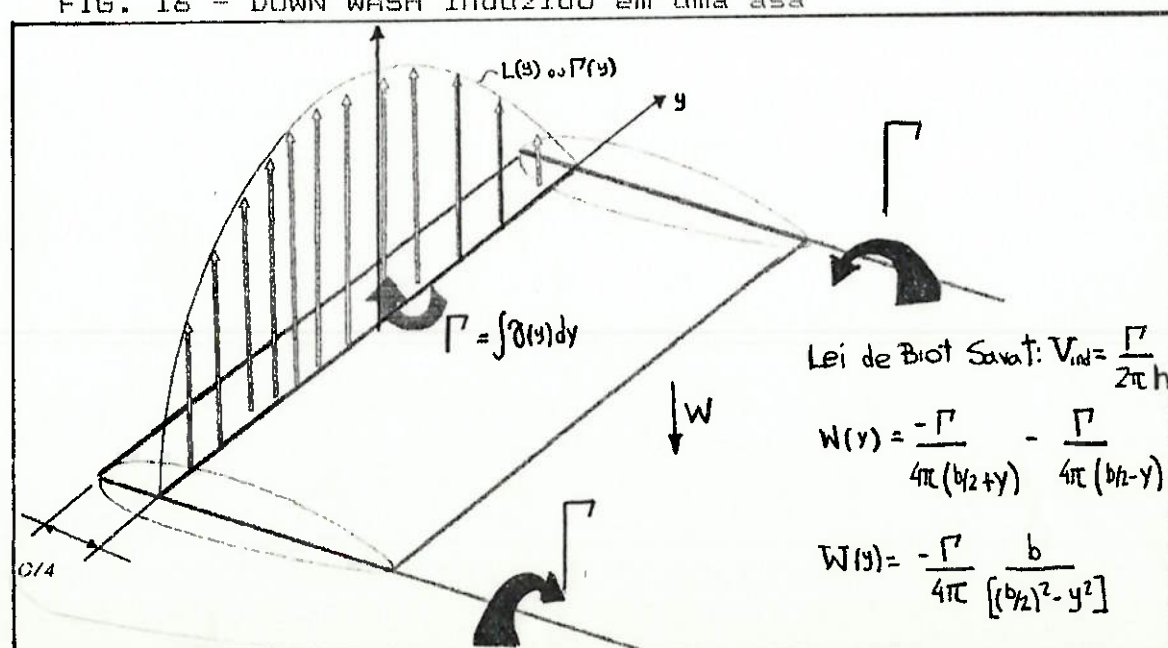


Estes vórtices formam uma ESTEIRA DE TURBULENCIA que acompanha a aeronave em seu trajeto, já que o vórtice formado faz parte de um FILAMENTO DE VORTICES. Tal esteira já foi responsável por muitos incidentes aeronáuticos envolvendo aeronaves de pequeno e grande porte, provocando inclusive quedas, pois a intensidade dos vórtices aumenta muito para pequenos acréscimos de envergadura. Mais á frente veremos como é deduzida esta relação.

Além da esteira de turbulência, os vórtices induzidos também provocam outro fenômeno importante: o "DOWN WASH".

Como efeito no escoamento ao redor da asa, os vórtices induzidos influenciam no fluido que abandona o bordo de fuga, de modo a criar uma componente vertical da velocidade na direção -Z, forçando o fluido para baixo. Isso ocorre devido à baixa pressão induzida em cada esteira de vórtice, que tende a "sugar" todo o ar a seu redor do centro da asa para fora e a seguir ascendendo em direção ao extradorso. Esta componente de velocidade é o DOWN WASH, simbolizado por W. (VER FIG. 16)

FIG. 16 - DOWN WASH induzido em uma asa



A combinação de W com a velocidade ao longe V_0 , provocará uma variação da direção e intensidade do vento relativo que incidirá sobre a asa, de forma que a VELOCIDADE DE ESCOAMENTO EFETIVA que provocará os esforços aerodinâmicos será a SOMA VETORIAL de W com V_0 . Além disso, devido a esta composição de velocidades, o ângulo de ataque geométrico será decrementado em:

$$\alpha_{fi} = \arctan (W/V_0)$$

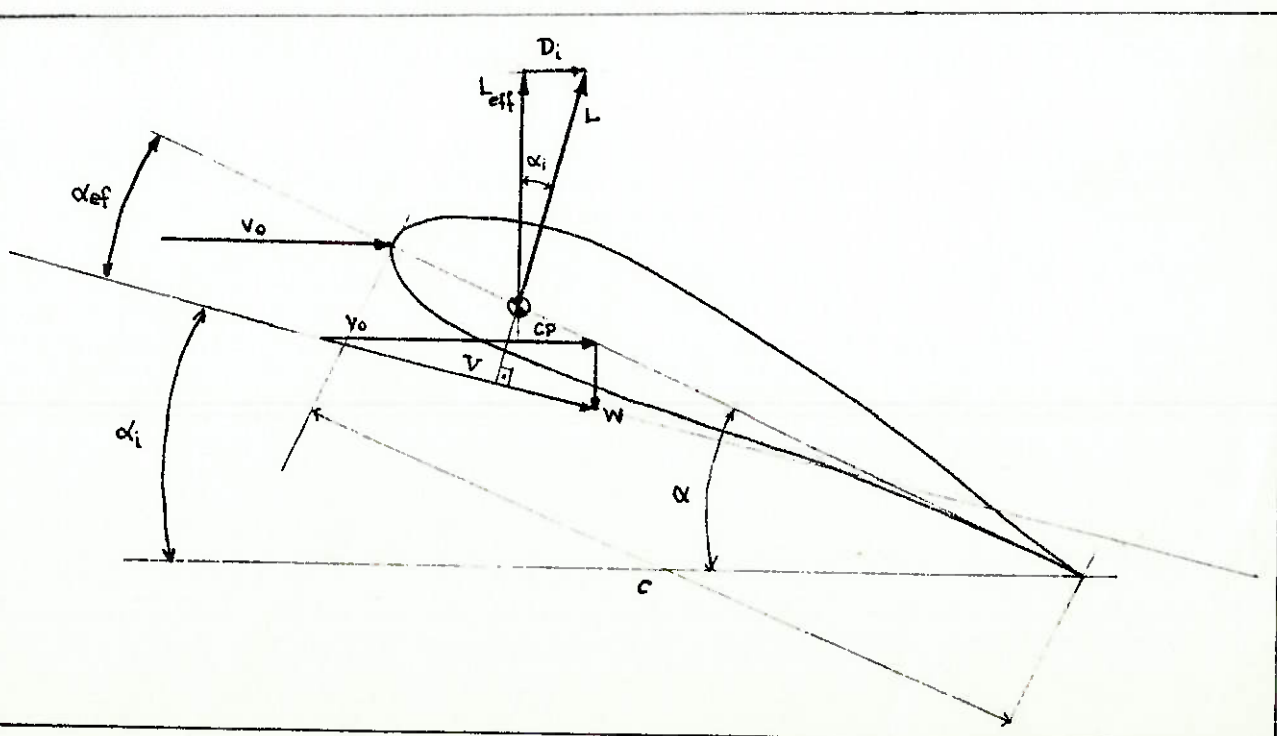
Que é o chamado ÂNGULO DE ATAQUE INDUZIDO.

Assim, tudo se passará como se a asa estivesse voando com o novo ângulo de ataque :

$$\alpha_{ef} = \alpha - \alpha_{fi}$$

Veja, na FIG. 17, como isto acontece:

FIG. 17 - EFEITO DO "DOWN WASH" NO ÂNGULO DE ATAQUE



O ângulo entre a corda e o vento relativo é o ÂNGULO DE ATAQUE GEOMÉTRICO (ALFA). O vento relativo local V_r é deslocado em relação a V_0 de um ângulo de ataque induzido $ALFA_i$ provocado pelo DOWN WASH. O ÂNGULO DE ATAQUE aerodinâmico ($ALFA_{eff}$) será, na prática, a diferença entre o ÂNGULO DE ATAQUE GEOMÉTRICO e o ÂNGULO DE ATAQUE INDUZIDO.

Pela própria definição de SUSTENTAÇÃO, L será sempre perpendicular ao vento relativo, em nosso caso, o vento relativo EFETIVO cuja magnitude é a SOMA VETORIAL DE W e V_0 cuja direção é $ALFA_{eff}$. Consequentemente haverá uma componente desta "nova" sustentação na direção de V_0 e outra perpendicular a V_0 . A componente vertical é a SUSTENTAÇÃO EFETIVA DA ASA e a componente horizontal é o chamado ARRASTO INDUZIDO (D_i).

Portanto, com o aparecimento do DOWN WASH, dois fenômenos acontecem:

(1) A DIMINUIÇÃO DO ÂNGULO DE ATAQUE e consequente DIMINUIÇÃO DA SUSTENTAÇÃO EFETIVA.

(2) O APARECIMENTO DO ARRASTO INDUZIDO, aumentando o valor de C_d em relação ao do aerofólio.

Definitivamente pode-se concluir que os valores de C_l e C_d não são iguais, no caso de uma asa finita, aos previstos para o mesmo aerofólio utilizado nesta asa, provocados principalmente pela descontinuidade na ponta da asa, que faz surgir vórtices induzidos.

Para podermos avaliar os valores corretos de C_l e

C_d , utilizaremos mais algumas ferramentas matemáticas. Para isto desenvolveremos um método de cálculo utilizando-se da LINHA DE SUSTENTAÇÃO DE PRANDTL baseada na TEORIA DOS FILAMENTOS DE VORTICES.

Apenas por questão de notação, utilizaremos letras MAIUSCULAS para se referir aos coeficientes aerodinâmicos de uma ASA (C_L, C_D, C_M , etc..) e letras minúsculas para se referir a coeficientes aerodinâmicos de AEROFOLIOS (C_l, C_d, C_m , ...).

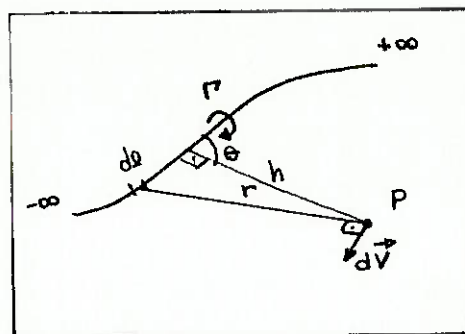
CALCULO DA SUSTENTAÇÃO EM ASAS FINITAS

Para iniciar a análise da SUSTENTAÇÃO em asas finitas, é necessário introduzir outras ferramentas matemáticas.

3) LEI DE BIOT-SAVAT APLICADA A FILAMENTOS DE VORTICES:

Dados: um vórtice com intensidade Γ , cujo filamento estende-se de $-\infty$ a $+\infty$ no espaço, e um ponto P situado em qualquer local fora deste filamento.

FIG 17 - FILAMENTO DE VORTICE



O filamento induzirá um campo de velocidades ao longo de todo o espaço inclusive localmente no ponto P. Considerando o comprimento infinitesimal dl tomado sobre o filamento e o raio vetor r , orientado do ponto médio de dl até o ponto P, a velocidade induzida em P pelo filamento de vórtices com intensidade Γ será:

$$\vec{dV} = \frac{\Gamma}{4 \cdot \pi} \cdot \frac{d\vec{l} \times \vec{r}}{r^3} \quad (\text{EQ 6.1})$$

Que, analogamente às teorias do eletromagnetismo, denomina-se Lei DE BIOT - SAVAT.

Integrando a equação acima temos :

$$\vec{V} = \int_{-\infty}^{+\infty} \frac{4 \cdot \pi}{\Gamma} \cdot \frac{d\vec{l} \times \vec{r}}{r^3}$$

sendo : $dr = -\frac{h}{\sin^2(\theta)} \cdot d(\theta)$

$$r = \frac{h}{\sin(\theta)}$$

$$l = \frac{h}{\operatorname{tg}(\theta)}$$

onde h é a menor distância entre P e o filamento.

temos finalmente que : (TOHANDO V em módulo)

$$|\vec{V}| = \frac{\Gamma}{4 \cdot \pi} \cdot \int_{-\infty}^{+\infty} \frac{\sin(\theta)}{r^2} \cdot dl = -\frac{\Gamma}{4 \cdot \pi \cdot h} \cdot \int_0^{\pi} \sin(\theta) \cdot d(\theta) = \frac{\Gamma}{2 \cdot \pi \cdot h} \quad (\text{EQ 6.2})$$

onde $\vec{V} \perp \vec{h}$

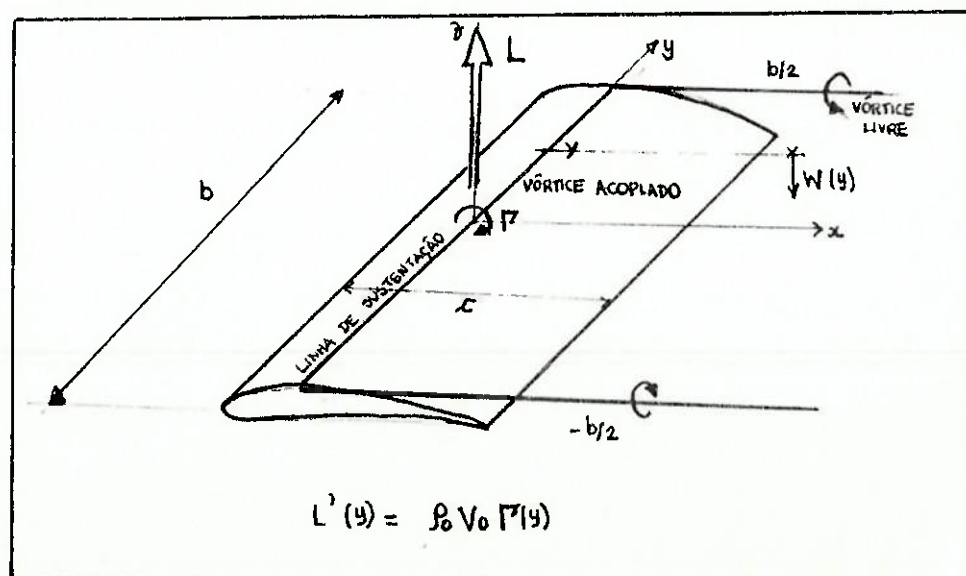
O que coincide com o resultado obtido pela teoria do VORTICE IDEAL.

Observe que a velocidade induzida é constante em uma dada distância do filamento ao longo de todo o espaço. Esta conclusão é muito importante para o desenvolvimento da teoria da LINHA DE SUSTENTAÇÃO.

4) LINHA DE SUSTENTAÇÃO DE PRANDTL:

Suponha que exista uma asa com forma retangular de envergadura b e corda c (a corda não varie ao longo da envergadura). Esta asa produz uma sustentação L induzida por um vórtice Γ , segundo o Teorema de Kutta-Joukovsky. Este vórtice está associada à asa através de um filamento que acompanha sua envergadura. Entretanto, como um filamento de vórtice não pode acabar de modo finito (nas pontas da asa), quando na posição $y=b/2$ e $y=-b/2$ este continua ao longo do espaço, dobrando-se e acompanhando a direção x até o infinito. Ao longo de toda a asa, o filamento de vórtice assume um formato semelhante ao de uma ferradura. A asa portanto pode ser substituída, para efeito de modelagem matemática, pelo VORTICE ACOPLADO (ao longo da direção y) e pelos VORTICES LIVRES nas duas pontas (ao longo da direção x). Note que todos estes apresentam a mesma intensidade Γ .

FIG 18 - VORTICES ACOPLADOS e VORTICES LIVRES. (HORSE SHOE VORTEX)



Vamos calcular o "DOWN WASH" induzido pelos vórtices livres, ou seja, a velocidade induzida na direção z em uma posição y qualquer entre $b/2$ e $-b/2$, utilizando-se da lei de Biot-Savat:

O vórtice direito produzirá :
$$V_d = -\frac{\Gamma}{4 \cdot \pi \cdot (\frac{b}{2} + y)}$$

O vórtice esquerdo produzirá :
$$V_e = -\frac{\Gamma}{4 \cdot \pi \cdot (\frac{b}{2} - y)}$$

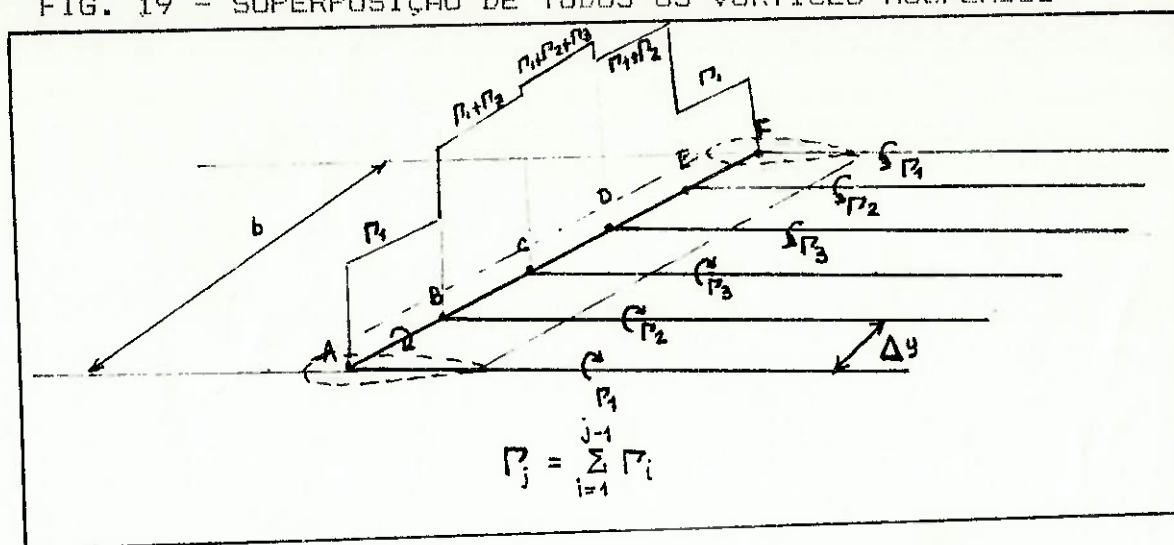
O down wash total será portanto :

$$W(y) = -\frac{\Gamma}{4} \cdot \pi \cdot \frac{b}{\frac{b^2}{4} - y^2} \quad (\text{EQ 6.3})$$

Note que nas posições $y=b/2$ e $y=-b/2$ $W = -\infty$ o que não condiz com a realidade, já que nestas posições o downwash deve assumir valor finito. Devemos portanto aprimorar este modelamento.

Consideremos não apenas um único filamento em forma de ferradura, mas inúmeros, cujos vórtices acoplados localizam-se ao longo de uma linha, denominada LINHA DE SUSTENTAÇÃO, de modo que somados totalizam a circulação total da asa. Todos estes vórtices agora influenciam conjuntamente no cálculo da velocidade induzida em um ponto do espaço. Se a cada vórtice acoplado for associado um trecho Δy da asa, teremos como resultado a distribuição de circulação variável ao longo da envergadura da asa onde o máximo encontra-se exatamente no ponto médio desta ($y=0$), pois ao longo desta ordenada a velocidade induzida recebe influência simétrica de todos aos vórtices acoplados. Veja a FIG 19:

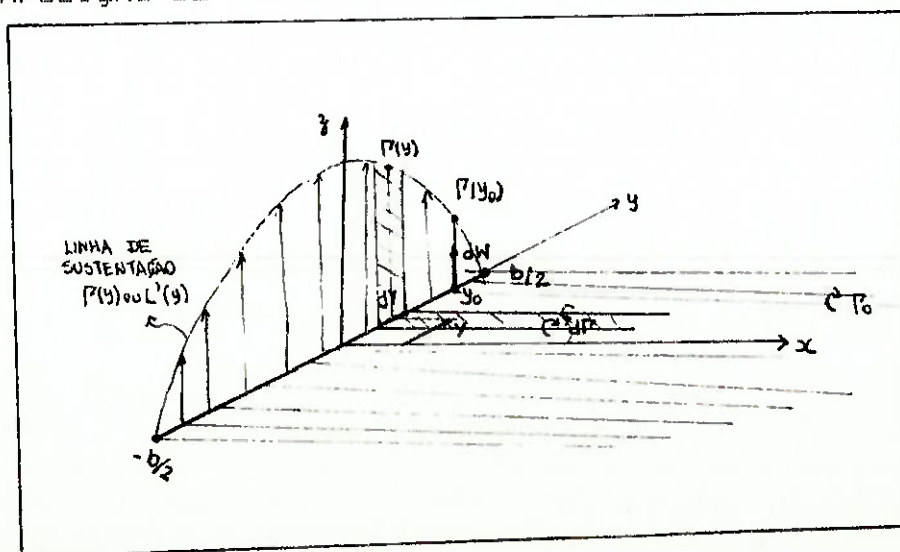
FIG. 19 - SUPERPOSIÇÃO DE TODOS OS VÓRTICES ACOPLADOS



Note que a influência dos vórtices ao longo de cada ordenada y é variável. Por exemplo, no trecho AB, só existe a influência do vórtice Γ_1 . No trecho BC já temos agindo conjuntamente Γ_1 e Γ_2 , e assim por diante.

Supondo agora que os comprimentos DELTA y tendam a zero, transformando-se em comprimentos elementares dy , teremos um número infinito de sistemas de vórtices em ferradura atuando ao mesmo tempo na asa.

FIG 20 - COMPOSIÇÃO DE INFINITOS VORTICES ACOPLADOS NA ASA



Seja uma posição y_0 de referência ao longo da linha de sustentação. Em y_0 , existe a influência de cada elemento de vórtice $d\Gamma$ associado a cada dy . A velocidade elementar induzida na posição y_0 será portanto :

$$dW = -\frac{d\Gamma}{4 \cdot \pi \cdot (y_0 - y)} = -\frac{\left(\frac{\partial \Gamma}{\partial y}\right) \cdot dy}{4 \cdot \pi \cdot (y_0 - y)} \quad (\text{EQ 6.4})$$

Considerando que Γ varia também ao longo de y , podemos reescrever e integrar a equação acima da forma:

$$W(y_0) = -\frac{1}{4 \cdot \pi} \cdot \int_{-b/2}^{b/2} \frac{\left(\frac{\partial \Gamma}{\partial y}\right)}{y_0 - y} \cdot dy \quad (\text{EQ 6.5})$$

Assim, para podermos calcular o "DOWN WASH" é necessário conhecermos a distribuição de Γ ao longo de y .

A partir da EQ 6.5 podemos avaliar uma série de relações.

O ÂNGULO DE ATAQUE INDUZIDO é dado pela relação:

$$\alpha_i = \arctan \frac{-W(y_0)}{V_0} \approx \frac{-W(y_0)}{V_0} \quad (\text{PARA ÂNGULOS DE ATAQUE PEQUENOS}) \quad (\text{EQ 6.6})$$

Portanto o ÂNGULO DE ATAQUE EFETIVO pode ser escrito como :

$$\alpha_{eff} = \alpha - \frac{1}{4 \cdot \pi \cdot V_0} \cdot \int_{-b/2}^{b/2} \frac{\left(\frac{\partial \Gamma}{\partial y}\right)}{y_0 - y} \cdot dy \quad (\text{EQ 6.7})$$

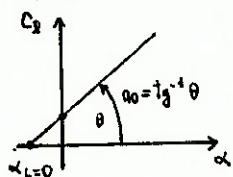
Outra relação importante é a do C_l :

LOCALMENTE, NA SECÇÃO y_0

Sabemos que : $L' = \frac{1}{2} \cdot \rho_0 \cdot v_0^2 \cdot c(y_0) \cdot C_l = \rho_0 \cdot v_0 \cdot \Gamma(y_0)$

e portanto : $C_l(y_0) = \frac{2 \cdot \Gamma(y_0)}{v_0 \cdot c(y_0)}$

Experimentalmente verifica-se que C_l obedece a uma relação quase linear com o ângulo de ataque do tipo :



$$C_l = a_0 \cdot (\alpha_{eff}(y_0) - \alpha(L=0))$$

(EQ 6.8)

O valor de a_0 para chapas planas é 2π . Se considerarmos que o aerofólio utilizado tem espessura pequena (no máximo 0.1c), como é o caso de 90% dos aerofólios utilizados em aeronaves subsônicas (perfis NACA por exemplo), podemos considerar e verificar experimentalmente que o valor de a_0 é muito próximo de 2π ($a_0 \approx 6,3$)

Assim, juntando as equações (6.6), (6.7) e (6.8), chegamos à EQUAÇÃO FUNDAMENTAL DA LINHA DE SUSTENTAÇÃO:

$$\alpha(y_0) = \frac{\Gamma(y_0)}{\pi \cdot v_0 \cdot c(y_0)} + \alpha_0 + \frac{1}{4 \cdot \pi \cdot v_0} \cdot \int \frac{\frac{\partial \Gamma}{\partial y}}{y_0 - y} dy$$

(EQ 6.9)

Note que sua única incógnita é a distribuição $\Gamma(y)$, porém esta se encontra ainda sob forma algébrica imprópria. Devemos portanto desenvolver um método que permita seu cálculo de maneira direta ou resolvê-la numericamente. Se conhecermos $\Gamma(y)$, teremos também:

$$L = \rho_0 \cdot v_0 \cdot \int_{-b/2}^{b/2} \Gamma(y) \cdot dy$$

$$CL = \frac{L}{q \cdot S} = \frac{2}{v_0 \cdot S} \cdot \int_{-b/2}^{b/2} \Gamma(y) \cdot dy$$

$S = \text{Área da Asa} = b \cdot c$ (RETANGULAR)

e também o ARRASTO INDUZIDO :

ou DISCRETIZANDO

$$L = \rho_0 v_0 \sum_{i=1}^N \Gamma_i \cdot \Delta y \quad (\text{EQ 6.10})$$

$$C_L = \frac{2}{v_0 S} \sum_{i=1}^N \Gamma_i \cdot \Delta y \quad (\text{EQ 6.11})$$

para $\Delta y = \frac{b/2}{N}$ $N = \text{Número de estações da ASA escolhidas para a discretização.}$

$$Di = \int_{-b/2}^{b/2} L'(y) \cdot \alpha_i(y) \cdot dy = \rho \cdot v_0 \cdot \int_{-b/2}^{b/2} \Gamma(y) \cdot \alpha_i(y) \cdot dy \quad (\text{EQ 6.12})$$

$$CDi = \frac{Di}{q \cdot S} = \frac{2}{v_0 \cdot S} \cdot \int_{-b/2}^{b/2} \Gamma(y) \cdot \alpha_i(y) \cdot dy \quad (\text{EQ 6.13})$$

A primeira aproximação para resolver a equação da linha de sustentação seria aproximar-se $\Gamma(y)$ por um perfil conhecido e a partir daí obter-se as características geométricas da asa. Para efeito de ilustração consideraremos inicialmente uma distribuição ELIPTICA da CIRCULAÇÃO (ou SUSTENTAÇÃO), pois o perfil suposto assemelha-se muito com esta curva. Os resultados obtidos com isto são surpreendentes e servirão como base comparativa para desenvolvermos a teoria genérica da asa.

A seguir, faremos o caminho inverso, dada uma geometria (ENVERGADURA, PERFIL UTILIZADO, TORÇÃO e CORDA), calcularemos o perfil de sustentações através de aproximações em séries de Fourier, pois o aspecto da distribuição também lembra uma senoide. Será com base nesta que desenvolveremos um algoritmo numérico para resolver uma asa finita.

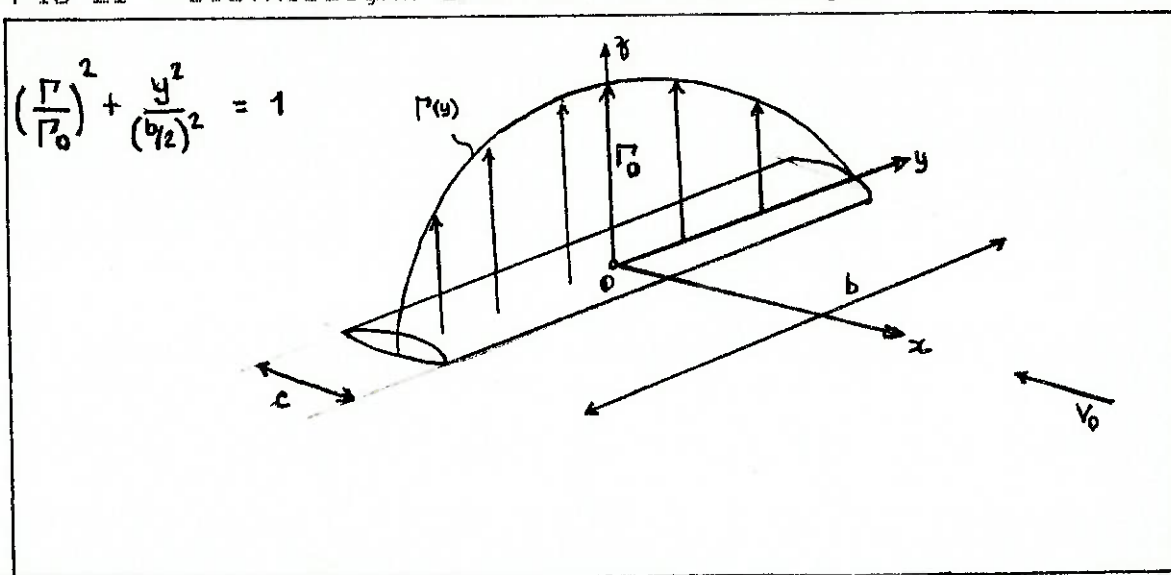
5) DISTRIBUIÇÃO ELIPTICA DE SUSTENTAÇÃO/CIRCULAÇÃO :

Considere um carregamento elíptico de circulação ao longo da de uma asa com envergadura b e com corda $c=c(y)$ variável ao longo desta, sendo que :

- a) Nas pontas, onde $y=b/2$ e $y=-b/2 \Rightarrow \Gamma(y) = 0$
- b) No ponto médio, onde $y=0 \Rightarrow \Gamma(y) = \Gamma_0$

Γ_0 é aproximadamente a circulação prevista pelo aerofólio em escoamento bi-dimensional, já que nesta posição a influência dos vórtices de ambas as extremidades se anula, dada a simetria da asa.

FIG 21 - DISTRIBUIÇÃO ELIPTICA DE SUSTENTAÇÕES:



logo, $\Gamma(y)$ obedecerá à seguinte equação :

$$\Gamma = \Gamma_0 \cdot \sqrt{1 - \frac{4 \cdot y^2}{b^2}}$$

(EQ 6.13)

e portanto

$$L'(y) = \rho_0 \cdot v_0 \cdot \Gamma_0 \cdot \sqrt{1 - \frac{4 \cdot y^2}{b^2}} \quad (\text{EQ 6.14})$$

Integrando a equação (6.14) podemos calcular a SUSTENTAÇÃO TOTAL gerada pela asa.

$$L = \rho_0 \cdot v_0 \cdot \Gamma_0 \cdot \int_{-b/2}^{b/2} \sqrt{1 - \frac{4 \cdot y^2}{b^2}} \cdot dy \quad (\text{EQ 6.15})$$

Derivando $P(y)$ em relação a y podemos calcular em seguida o "DOWN WASH" induzido em cada ponto y_0 ao longo da linha de sustentação:

$$w(y_0) = -\frac{\Gamma_0}{\pi \cdot b^2} \cdot \int_{-b/2}^{b/2} \frac{y}{\left(1 - \frac{4 \cdot y^2}{b^2}\right) \cdot (y_0 - y)} \cdot dy$$

Para resolver esta integral é necessário fazer a seguinte mudança de variáveis:

$$y = \frac{b}{2} \cos(\theta) \quad \text{onde} \\ 0 \leq \theta \leq \pi$$

Substituindo na equação acima :

$$w(\theta_0) = -\frac{\Gamma_0}{2 \cdot \pi \cdot b} \cdot \int_0^\pi \frac{\cos(\theta)}{\cos(\theta) - \cos(\theta_0)} \cdot d\theta$$

De qualquer tabela de integrais obtemos:

$$\int_0^{\pi} \frac{\cos(\theta)}{\cos(\theta) - \cos(\theta_0)} d\theta = \pi$$

E finalmente calcula-se:

$$W(\theta_0) = W(y_0) = CTE = -\frac{\Gamma_0}{2 \cdot b} \quad (6.16)$$

Temos, pois, um resultado surpreendente:

O DOWN WASH É CONSTANTE PARA UMA DISTRIBUIÇÃO ELIPTICA DE SUSTENTAÇÃO.

Note que W varia inversamente com a envergadura da asa, ou seja, quanto mais longa esta for, menor a intensidade do Down-wash. Como vimos, o down wash é diretamente proporcional ao arrasto induzido e portanto, o ARRASTO INDUZIDO TENDE A ZERO COM O AUMENTO DA ENVERGADURA DE UMA ASA. Fisicamente observamos que quanto mais longe as pontas estiverem da secção media ($y = 0$), menor a influência dos vórtices livres no perfil de circulações e portanto menos distorcido este ficará, se aproximando cada vez mais de uma distribuição uniforme de sustentações. Se $L' = cte$ ao longo de toda a asa podemos concluir que, para asas de ENVERGADURA INFINITA (muito grande):

$$L \rightarrow L' \cdot b$$

$$\text{e portanto : } C_L \rightarrow C_L$$

Também pela teoria da Linha de Sustentação de Prandtl, pudemos observar que W cresce em direção às pontas de uma asa genérica, tendendo a valores bem grandes, pois a medida que nos aproximamos destas a influência dos vórtices livres é mais sentida. Se numa asa elíptica o DOWN WASH é CONSTANTE, logo podemos concluir que este só pode ser mínimo neste tipo de carregamento. Sendo o arrasto induzido local diretamente proporcional ao DOWN WASH local, concluímos que este é o MINIMO POSSIVEL para uma asa elíptica com uma dada envergadura b .

Pode-se obter outros resultados, tais como:

$$\alpha_i = -\frac{W}{V_0} = -\frac{\Gamma_0}{2 \cdot b \cdot V_0} \quad (\text{EQ 6.17})$$

$$L = \rho_0 \cdot V_0 \cdot \Gamma_0 \cdot \int_0^\pi \sin^2(\theta) \cdot d\theta = \rho_0 \cdot V_0 \cdot \Gamma_0 \cdot b \cdot \frac{\pi}{4} \quad (\text{EQ 6.18})$$

isolando Γ_0 temos :

$$\Gamma_0 = \frac{4 \cdot L}{\rho_0 \cdot V_0 \cdot b \cdot \pi} = \frac{2 \cdot V_0 \cdot S \cdot CL}{b \cdot \pi} \quad (\text{EQ 6.19})$$

Substituindo na equação (6.17) temos:

$$\alpha_i = \frac{2 \cdot V_0 \cdot S \cdot CL}{b \cdot \pi} \cdot \frac{1}{2 \cdot b \cdot V_0} = \frac{S \cdot CL}{\pi \cdot b^2} = \frac{CL}{\pi \cdot AR} \quad \text{onde } AR = \frac{b^2}{S} \quad (\text{EQ 6.20})$$

Calculando o arrasto induzido temos :

$$C_{Di} = \frac{2 \cdot \alpha_i}{V_0 \cdot S} \cdot \int_{-b/2}^{b/2} \Gamma(y) \cdot dy = \frac{2 \cdot \alpha_i \cdot \Gamma_0 \cdot b}{V_0 \cdot S \cdot 2} \int_0^\pi \sin^2(\theta) \cdot d\theta = \frac{\pi \cdot \alpha_i \cdot b \cdot \Gamma_0}{2 \cdot V_0 \cdot S} \quad (\text{EQ 6.21})$$

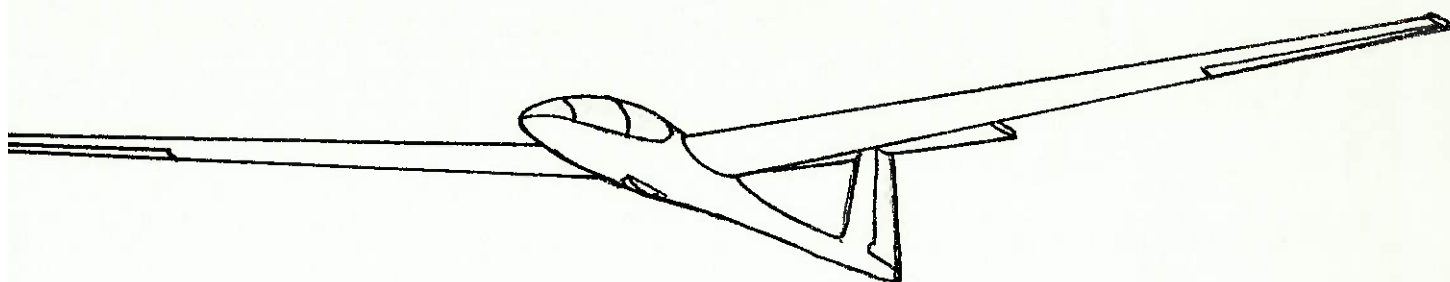
Juntando as equações (6.20) e (6.21) finalmente chega-se à importante equação :

$$C_{Di} = \frac{C_L^2}{\pi \cdot AR} \quad (EQ 6.22)$$

O que comprova que o ARRASTO INDUZIDO ESTÁ DIRETAMENTE RELACIONADO COM A SUSTENTAÇÃO DA ASA. Como C_{Di} cresce com o quadrado de C_L , em situações que requeiram alto valor de C_L , tais como em decolagens ou no PRÉ STALL, necessita-se portanto de grande potência para vencer-se o altíssimo arrasto induzido. Para asas finitas, este é o principal responsável pelo arrasto total desta, contribuindo com cerca de 80% do arrasto total.

Pode-se observar também que C_{Di} VARIA COM O INVERSO DA RAZÃO DE ASPECTO da asa. Assim quanto mais alongada esta for, ou seja, quanto maior sua envergadura em relação à corda (ou o quadrado da envergadura em relação à Area) menor será o arrasto induzido e portanto menor a potência necessária para se manter voo reto horizontal. É caso de planadores, onde as asas são muito longas e finas (com elevada razão de aspecto), que precisam do máximo de sustentação para o mínimo arrasto possível para poder se manter no ar maior tempo, já que não se dispõe de qualquer tipo de propulsão. É claro que se paga um preço por este artifício, já que os esforços estruturais também se acentuam na raiz da asa devido ao aumento da envergadura, sobretudo os momentos de flexão e torção, necessitando de um maior reforço nas longarinas e portanto um possível aumento de peso.

FIG 22 - ELEVADA RAZÃO DE ASPECTO EM UM PLANADOR



Por ultimo,vamos verificar outra propriedade importante:

Considere uma asa onde não haja torção geométrica,ou seja o ângulo de ataque é constante ao longo da envergadura, e também não haja torção aerodinâmica,ou seja a asa apresenta rigidez infinita de modo que os esforços aerodinâmicos não provoquem torções e portanto variações indesejáveis no ângulo de ataque em cada secção.Assim ,o ÂNGULO DE ATAQUE INDUZIDO PERMANECE CONSTANTE EM CADA SEÇÃO,o portanto também o ângulo de ataque efetivo e o c_l local.Assim,podemos dizer que:

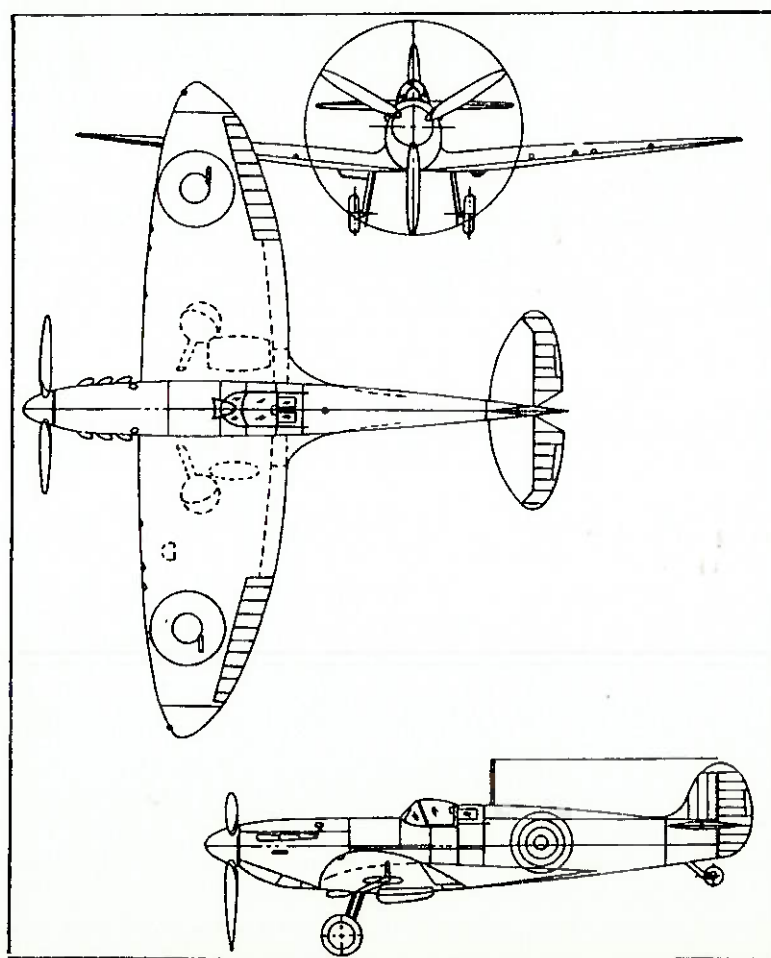
$$L'(y) = q_0 \cdot c(y) \cdot c_l \quad \text{onde} \quad q_0 = \frac{1}{2} \rho_0 v_0^2$$

Sendo q_0 também constante,para que a distribuição de sustentações seja elíptica,é necessário apenas que o COMPRIMENTO DA CORDA VARIE DE FORMA ELIPTICA AO LONGO DA ASA,ou seja:

ASAS COM FORMA ELIPTICA APRESENTAM O MENOR ARRASTO INDUZIDO em relação a outro formato qualquer que gere a mesma sustentação.

Até a Segunda Guerra Mundial, onde as velocidades atingidas pelas aeronaves não alcançavam níveis onde a compressibilidade do ar interferia na geração da sustentação, o principal problema dos engenheiros era minimizar o arrasto induzido. A solução foi realmente produzir aeronaves com asas de formato elíptico, tanto civis como militares. Como exemplo tem-se o Caça inglês Spitfire, que tornou-se muito ágil devido a esta característica. A aeronave comercial QUADRIREATOR CONSTALATION foi outro exemplo, que ganhou muitas milhas de autonomia e uma economia de combustível incrível em vôos internacionais devido à boa redução do arrasto induzido.

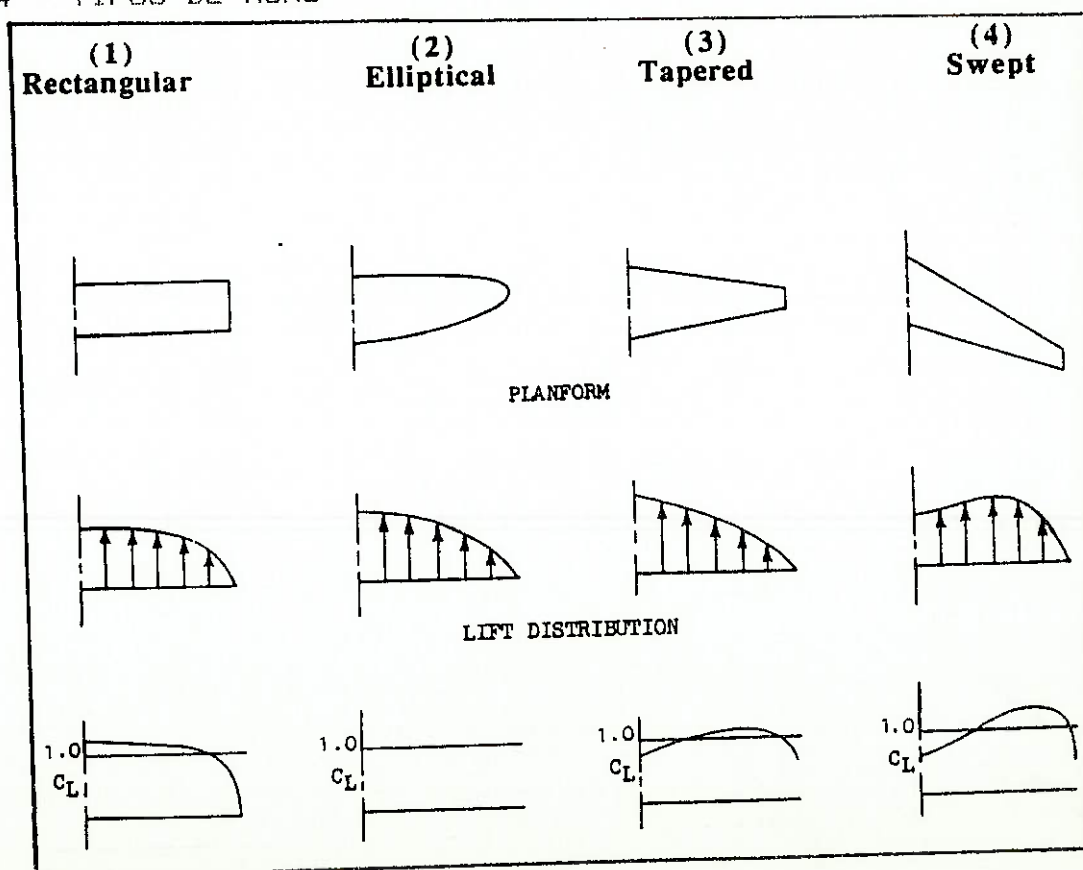
FIG 23 - SPITFIRE : AERONAVE QUE UTILIZAVA-SE DE ASAS ELIPTICAS



A única desvantagem na utilização deste tipo de asa na época era seu alto custo de fabricação, pois este formato exige grande precisão no ajuste de curvas e acabamento, para se ter o formato de uma elipse perfeita. Provavelmente as primeiras máquinas pré-programadas, ancestrais dos atuais comandos numéricos, nasceram com esta necessidade. Para minimizar o custo de produção, propôs-se soluções que se aproximavam do formato elíptico, porém com facilidade muito maior de fabricação. É o caso das asas trapezoidais, onde a corda obedece a uma progressão linear entre a ponta e a raiz da asa. Apesar de não ser uma elipse perfeita, os resultados para uma asa trapezoidal de grande alongação são muito parecidos com os de uma asa elíptica de mesma razão de aspecto.

A seguir apresentamos alguns tipos de asas e seus respectivos perfis de sustentação.

FIG 24 - TIPOS DE ASAS



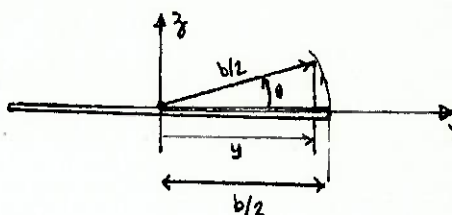
6) DISTRIBUIÇÃO GERAL DE SUSTENTAÇÃO:

Considere um carregamento genérico de circulação $\Gamma(y)$ ao longo de uma asa com envergadura b e com corda $c=c(y)$ variável, sendo que conhece-se apenas as condições de contorno:

- a) Nas pontas, onde $y=b/2$ e $y=-b/2 \Rightarrow \Gamma(y) = 0$
- b) No ponto médio, onde $y=0 \Rightarrow \Gamma(y) = \Gamma_0$

Seja a transformação :

$$y = -\frac{b}{2} \cdot \cos(\theta)$$



e portanto $\Gamma = \Gamma(\theta) \quad 0 < \theta < \pi$

Para uma DISTRIBUIÇÃO ELIPTICA vimos que :

$$\Gamma(\theta) = \Gamma_0 \cdot \sin(\theta)$$

Para uma distribuição genérica pode-se expandir em Séries de Fourier a função $\Gamma(\theta)$ em torno de Γ_0 , obtendo-se a seguinte equação :

$$\Gamma(\theta) = \Gamma_0 \cdot \sum_{n=1}^N (A_n \cdot \sin(n \cdot \theta)) \quad (\text{EQ 6.23})$$

Onde os coeficientes A_n são por enquanto desconhecidos.

Derivando Γ em relação a y , obtemos a seguinte relação :

$$\frac{d\Gamma}{dy} = \frac{d\Gamma}{d\theta} \cdot \frac{d\theta}{dy} = 2 \cdot b \cdot \Gamma_0 \cdot \sum_{n=1}^N (n \cdot A_n \cdot \cos(n \cdot \theta) \cdot \frac{d\theta}{dy}) \quad (\text{EQ 6.24})$$

Substituindo a equação (6.24) na equação (6.9) podemos obter a EQUAÇÃO GENÉRICA PARA A LINHA DE SUSTENTAÇÃO:

$$\alpha(\theta) = \frac{2 \cdot b}{\pi \cdot c(\theta)} \cdot \sum (A_n \cdot \sin(n \cdot \theta_0) + \alpha(L=0)) + \sum n \cdot A_n \left(\frac{\sin(n \cdot \theta)}{\sin(\theta)} \right) \quad (\text{EQ 6.25})$$

Supondo que a GEOMETRIA da asa seja conhecida, ou seja, se soubermos em cada posição y qual perfil é utilizado e qual o ângulo de ataque local, pode-se calcular os coeficientes A_n da seguinte forma:

- Divide-se a asa em N secções igualmente espaçadas onde a posição de cada secção n é obtida pela seguinte relação:

$$y_0 = -\frac{b}{2} \cos(\theta_0) \quad \text{e} \quad \theta_0 = -\arcsin\left(\frac{y}{N}\right)$$

- Aplica-se a equação (6.25) em cada secção submetida a seu respectivo ângulo de ataque α_{eff}

- Obtêm-se assim um sistema linear $N \times N$ cujas incógnitas são os Coeficientes de Fourier $A_0, A_1, A_2, \dots, A_N$.

- Basta portanto resolver o sistema linear por um método numérico qualquer.

Determinando os coeficientes A_n pode-se obter diretamente $\Gamma(y)$ pela equação (6.13) e todas as outras relações aerodinâmicas restantes:

Pela Teoria da Linha de sustentação de Prandtl:

$$CL = \frac{2}{V_0 \cdot S} \cdot \int_{-b/2}^{b/2} \Gamma(y) \cdot dy = 2 \cdot \frac{b^2}{S} \sum_{n=1}^N A_n \cdot \int_0^{\pi} \sin(n \cdot \theta) \cdot \sin(\theta) \cdot d\theta \quad (\text{EQ. 6.26})$$

Mas a integral : $\int_0^{\pi} \sin(n\theta) \cdot \sin(\theta) d\theta$

pode ser resolvida analiticamente e vale:

$$\begin{cases} \pi/2 & : \text{ Para } n=1 \\ 0 & : \text{ Para } n>1 \end{cases}$$

Logo, CL pode ser avaliado como :

$$CL = A_1 \cdot \pi \cdot \frac{b^2}{S} = A_1 \cdot \pi \cdot AR \quad (\text{EQ. 6.27})$$

O Coeficiente de Arrasto induzido pode ser calculado como:

$$CD_i = \frac{2}{V_0 \cdot S} \cdot \int_{-b/2}^{b/2} \Gamma(y) \cdot \alpha_i(y) \cdot dy = 2 \cdot \frac{b^2}{S} \cdot \int_0^{\pi} \left(\sum_{n=1}^N A_n \cdot \sin(n \cdot \theta) \right) \cdot \alpha_i(\theta) \cdot \sin(\theta) \cdot d\theta \quad (\text{EQ. 6.28})$$

Para isto, deve-se calcular primeiro α_i :

$$\alpha_i(y_0) = \frac{1}{4 \cdot \pi \cdot V_0} \cdot \int \left(\frac{\partial \Gamma}{\partial y} \cdot dy \right)_{y_0-y} = \frac{1}{\pi} \sum_{n=1}^N n \cdot A_n \cdot \int \frac{\cos(n \cdot \theta)}{\cos(\theta) - \cos(\theta_0)} \cdot d\theta \quad (\text{EQ. 6.29})$$

De uma tabela de integrais, obtem-se : $\int_0^{\pi} \frac{\cos n\theta}{\cos \theta - \cos \theta_0} d\theta$

$$\text{logo :} \quad \alpha_i(0) = \sum_{n=1}^N n \cdot A_n \cdot \frac{\sin(n \cdot \theta)}{\sin(\theta)} \quad (\text{EQ. 6.30})$$

Juntando as equações (6.28), (6.29) e (6.30) obtemos :

$$CDi = 2 \cdot \frac{b^2}{S} \cdot \int_0^\pi \left(\sum_{n=1}^N A_n \cdot \sin(n \cdot \theta) \right) \cdot \left(\sum_{n=1}^N n \cdot A_n \cdot \sin(n \theta) \right) \cdot d\theta \quad (EQ 6.31)$$

Substituindo a equação (6.27) obtemos finalmente :

$$\begin{aligned} CDi &= 2 \cdot \frac{b^2}{S} \cdot \frac{\pi}{2} \cdot \left(\sum_{n=1}^N n \cdot A_n^2 \right) = \pi \cdot AR \cdot \left(\sum_{n=1}^N n \cdot A_n^2 \right) \\ &= \pi \cdot AR \cdot A_1^2 \left(1 + \sum_{n=1}^N n \cdot \left(\frac{A_n}{A_1} \right)^2 \right) = \frac{C_L^2}{\pi \cdot AR} [1 + \delta] \end{aligned} \quad (EQ 6.32)$$

onde $\delta = \sum_{n=1}^N n \left(\frac{A_n}{A_1} \right)^2$

Note que o primeiro termo da expansão do coeficiente CDi corresponde ao de uma distribuição de SUSTENTAÇÃO ELIPTICA. Como os termos da somatória sempre assumem valores positivos, se os coeficientes A_n tenderem a zero, temos o mínimo valor de CDi . Observe que se os $A_n = 0$, significa que temos apenas o termo independente da Série de Fourier, ou seja, o coeficiente que acompanha $\sin(\theta)$, que significa uma transformação polar cuja correspondência cartesiana é uma elipse. Logo prova-se portanto que a DISTRIBUIÇÃO DE SUSTENTAÇÃO ELIPTICA é a que oferece MENOR ARRASTO INDUZIDO.

Portanto, em asas finitas, cuja geometria não é elíptica :

$$CDi \geq \frac{C_L^2}{\pi \cdot AR}$$

Outro aspecto interessante de asas finitas em relação a asas infinitas, ou aerofólios, é a influência do DOWN WASH na derivada $dC_L/d\alpha$:

Considere para um aerofólio :

$$a_0 = \frac{dC_l}{d\alpha}$$

e para uma asa :

$$a = \frac{dCL}{d\alpha}$$

Sabemos que $\alpha_{eff} = \alpha - \alpha_i$

Admitindo que não haja torção geométrica ao longo da envergadura, ALFA e ALFA_{eff} são constantes e portanto C_l tem a mesma ordem de grandeza que CL. Logo:

$$\frac{dC_l}{d\alpha_{eff}} = \frac{dCL}{d(\alpha - \alpha_i)} = a_0$$

(EQ 6.33)

Admitindo $a_0 = cte$:

$$CL = a_0 (\alpha - \alpha_i) + cte$$

Sabendo que $\alpha_i = \frac{C_L}{\pi AR}$ para uma asa elíptica.

$$CL = a_0 \left(\alpha - \frac{CL}{\pi \cdot AR} \right) + CTE$$

Derivando em relação a ALFA:

$$\frac{dCL}{d\alpha} = a = \frac{a_0}{1 + \frac{a_0}{\pi \cdot AR}}$$

(EQ 6.34)

para asas elípticas.

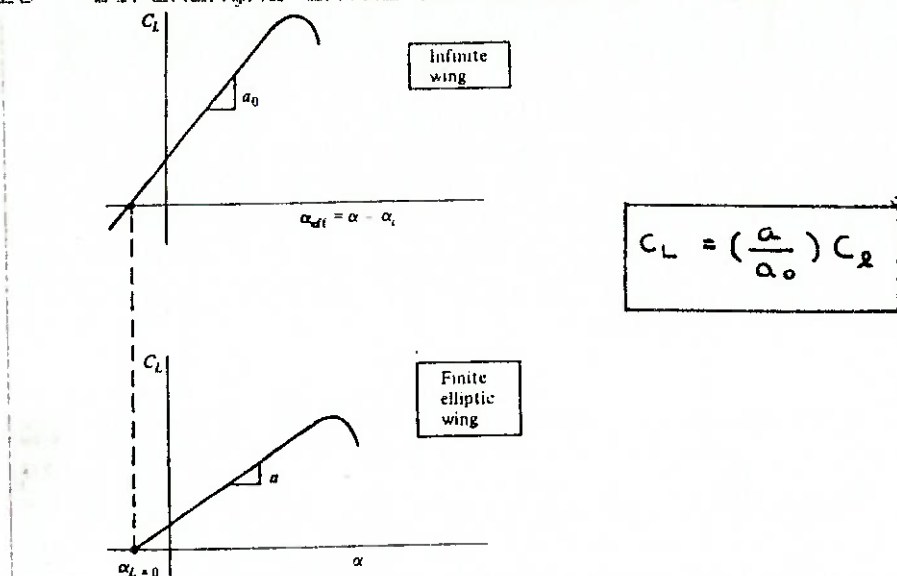
Para uma DISTRIBUIÇÃO GERAL DE SUSTENTAÇÃO, temos :

$$\frac{dC_L}{d\alpha} = a = \frac{a_0}{1 + \frac{a_0}{\pi \cdot AR} \cdot C} \quad (\text{EQ 6.35})$$

Onde $C = f(A1, A2, \dots, A_n)$

Como a grandeza $a_0/\pi \cdot AR$ é positiva e C uma constante positiva, o efeito de W na sustentação de uma asa também é de DIMINUIR A INCLINAÇÃO DA CURVA DO C_L em relação à curva $c_l \times \alpha$ do aerofólio. Para razões de aspecto superiores a 5 (Como é o caso de maioria das aeronaves subsônicas), verifica-se experimentalmente que C varia entre 1.05 e 1.25.

FIG 25 - DIFERENÇAS ENTRE AS CURVAS $C_L \times \alpha$ e $c_l \times \alpha$



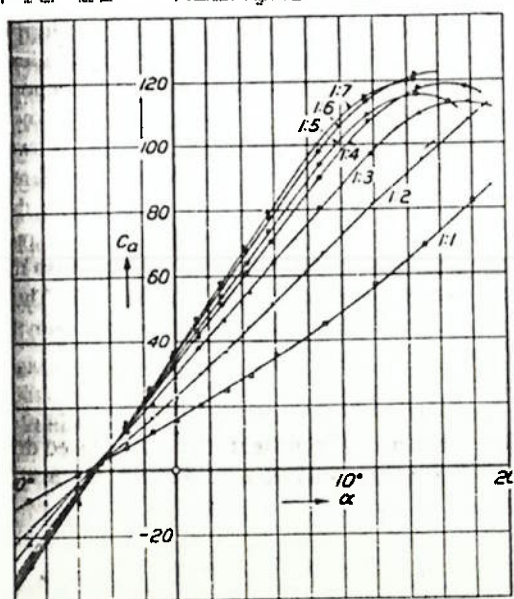
A teoria da Linha de Sustentação de Prandtl apresenta bons resultados para asas com razão de aspecto elevada e com formato trapezoidal, não se aplicando por exemplo a asas enflexadas ou muito "parrudas" (com envergadura pequena e corda grande, ou seja com pequena razão de aspecto). Em asas enflexadas isso é explicado devido à grande influência do escoamento transversal, não

permitindo que se forme uma linha nítida onde possa ser aplicado o perfil de sustentações, ou seja, devido ao escoamento tridimensional elevado. Em asas de baixa razão de aspecto a linha de sustentação de Prandtl é muito influenciada pela grande intensidade dos vórtices induzidos, já que estes são inversamente proporcionais à razão de aspecto. Experimentalmente verifica-se que estes tipos de asa não geram a sustentação prevista pela Teoria de Prandtl, que se aplica bem para razões de aspecto superiores a 4 em asas trapezoidais.

Em nosso trabalho desenvolveremos uma rotina computacional que calcule o escoamento em torno de asas finitas trapezoidais utilizando-se da teoria da Linha de Sustentação de Prandtl, calculando-se os coeficientes de Fourier. Portanto, nosso método será válido apenas para $AR \geq 4$ em asas trapezoidais.

Na figura abaixo ilustramos as experiências de Prandtl para asas retangulares em relação à influência da razão de aspecto no arrasto induzido. Observe que a partir de $AR=5$ as curvas coincidem.

FIG 26 - RELAÇÃO C_{Di} x α PARA CADA RAZÃO DE ASPECTO



OBS:

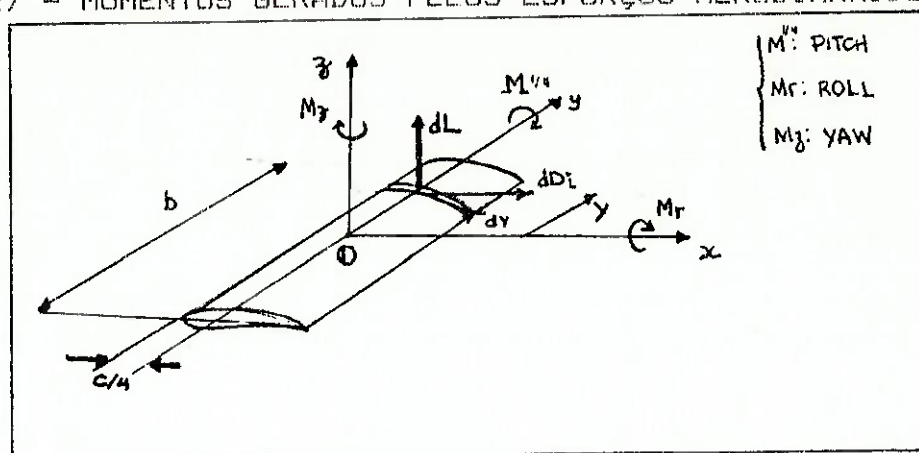
- EXPERIÊNCIAS REALIZADAS
EM ASAS RETANGULARES

- $C_a \approx C_{Di}$

MOMENTOS EM UMA ASA FINITA

Assumindo a existência das forças L e D_i em uma asa finita, podemos em cada seção determinar o momento gerado por estas em relação aos eixos da origem, localizados na corda central, como ilustra a figura abaixo:

FIG 27 - MOMENTOS GERADOS PELOS ESFORÇOS AERODINÂMICOS L e D_i



Tomando como origem do eixo x o ponto situado a $1/4$ de corda, para uma seção localizada na posição y temos atuando nesta as forças elementares dL e dD_i , que produzirão um momento elementar dM :

$$dM = y \cdot \vec{j}_x (dL \cdot \vec{k}) + y \cdot \vec{j}_x (dD_i \cdot \vec{i}) = y \cdot \vec{j}_x (dL' \cdot dy \cdot \vec{k}) + y \cdot \vec{j}_x (dD_i' \cdot dy \cdot \vec{i}) \quad (\text{EQ 6.36})$$

$$dM = (y \cdot L'(\vec{i}) + y \cdot D_i'(-\vec{k})) \cdot dy$$

Integrando a equação acima temos:

$$M = \left(\int_0^{b/2} y \cdot L' \cdot dy \right) \cdot (\vec{i}) + \left(\int_0^{b/2} y \cdot D_i' \cdot dy \right) \cdot (-\vec{k}) \quad (\text{EQ 6.37})$$

Substituindo na equação (6.36) as equações que definem L' e Di' , obtemos:

$$M = (\rho_0 \cdot v_0 \cdot \int_0^{b/2} \Gamma(y) \cdot y \cdot dy) \cdot (\vec{i}) + (\rho_0 \cdot \int_0^{b/2} W(y) \cdot \Gamma(y) \cdot dy) \cdot (-\vec{k}) \quad (EQ 6.38)$$

Separando as componentes na direção x e na direção z podemos identificar dois tipos de momentos :

- MOMENTO de GUINADA (YAW) que provoca a tendência de deslocar o nariz da aeronave lateralmente ,rolando em torno do eixo z :

$$My = \rho_0 \cdot \int_0^{b/2} W(y) \cdot \Gamma(y) \cdot y \cdot dy$$

$$CM_y = \frac{2}{v_0^2 \cdot S \cdot \bar{c}} \cdot \int_0^{b/2} W(y) \cdot \Gamma(y) \cdot y \cdot dy \quad (EQ 6.38)$$

- MOMENTO de ROLAGEM (ROLL) que provoca a tendência de rolar a aeronave em torno do eixo x,

$$Mr = \rho_0 \cdot v_0 \cdot \int_0^{b/2} y \cdot \Gamma(y) \cdot dy$$

$$CM_r = \frac{2}{v_0 \cdot S \cdot \bar{c}} \cdot \int_0^{b/2} y \cdot \Gamma(y) \cdot dy$$

onde : $\bar{c}$ = CMA
 S = Área da Asa (EQ 6.38)

Note que estes momentos só são definidos para a semi-asa, pois se considerarmos a asa inteira estes se anularão. A utilidade destes portanto é puramente estrutural, pois é interessante que se tenha o conhecimento destes na raiz da asa para que se dimensione as longarinas que suportam toda a sua estrutura convenientemente.

O MOMENTO DE "PITCH" cuja tendência é elevar ou baixar o nariz da aeronave,rolando-a em torno do eixo y,pode ser obtido por método idêntico ao do cálculo do aerofólio.A posição do centro de pressão é considerada em relação à CORDA MÉDIA AERODINAMICA (utilizando-se da análise para aerofólios para este valor de corda) e a sustentação envolvida no cálculo é agora a sustentação da ASA.Analogamente à equação (5.77),podemos escrever portanto,que :

$$M(c/4) = (X_{cp} - \bar{c}/4) \cdot L = (X_{cp} - \frac{\bar{c}}{4}) \cdot \rho \cdot v_0 \cdot \int_{-b/2}^{b/2} \Gamma(y) \cdot dy \quad (EQ 6.39)$$

$$C_M = \frac{2}{S \cdot v_0} \cdot (\frac{X_{cp}}{\bar{c}} - \frac{1}{4}) \cdot \int_{-b/2}^{b/2} \Gamma(y) \cdot dy$$

Este momento tem importante relação com a estabilidade dinâmica do voo de uma aeronave.Em capítulo posterior,na análise de ultra leve,veremos como isto ocorre.

ARRASTO EM ASAS FINITAS

Vimos no cálculo da sustentação que a presença do DOWN WASH alterava o ângulo de ataque do aerofólio, mudando de direção o vetor da sustentação total, fazendo com que surja uma nova componente de arrasto na direção do vO, denominado ARRASTO INDUZIDO.

Portanto para calcularmos o arrasto total produzido por uma asa devemos incluir, além do arrasto de FRICÇÃO e de PRESSÃO, também o arrasto de INDUZIDO. Assim o coeficiente de arrasto total será:

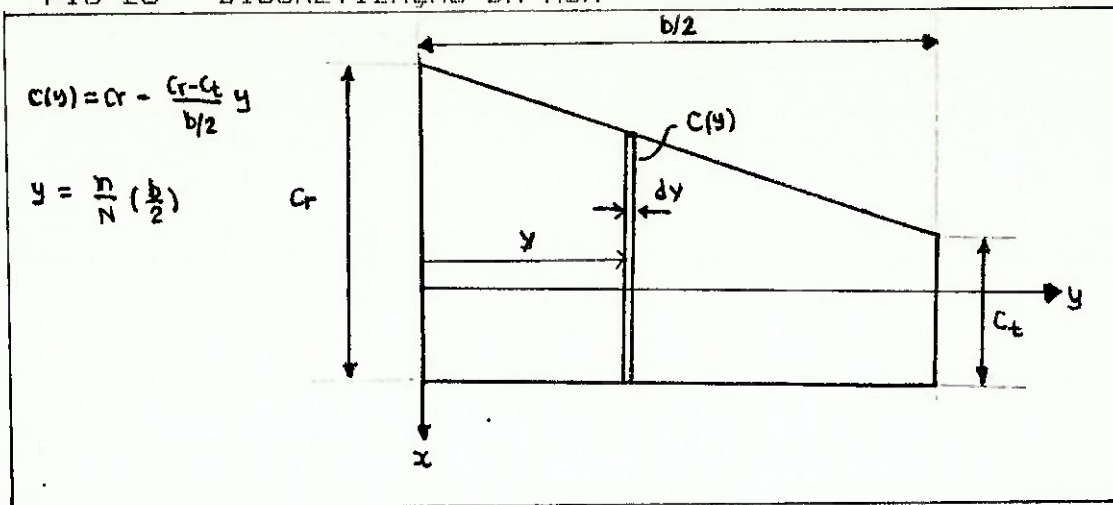
$$CD = CDi + CDp + CDf = CDi + CA$$

Onde CA é o denominado ARRASTO aerodinâmico, sendo a somatória do arrasto de pressão com o arrasto de fricção:

Sabemos como calcular CDi a partir dos resultados das secções anteriores. Vamos agora, a partir do modelo bi-dimensional desenvolvido para chapas planas aplicado a aerofólios, estimar o coeficiente CA.

Considerando que uma asa é uma sucessão de aerofólios dispostos lado a lado, escolhemos uma secção elementar genérica de largura infinitesimal dy, localizada na posição y, cuja corda tem comprimento c(y), em um ângulo de ataque genérico ALPHA(y), gerando um arrasto aerodinâmico infinitesimal dA, de acordo com a figura abaixo:

FIG 28 - DISCRETIZAÇÃO DA ASA



Sabemos que : $dA(y) = D'(y) \cdot dy$

Desenvolvendo a equação acima e isolando CD temos:

$$\frac{1}{2} \cdot \rho \cdot v_0^2 \cdot S \cdot CD = \frac{1}{2} \cdot \rho \cdot v_0^2 \cdot \int_{-b/2}^{b/2} c(y) \cdot cd(y) \cdot dy$$

$$CD = \frac{1}{S} \int_{-b/2}^{b/2} c(y) \cdot cd(y) \cdot dy \quad (EQ 6.40)$$

O coeficiente de arrasto aerodinâmico da asa é portanto uma média ponderada do coeficiente de arrasto previsto para o aerofólio utilizado naquela secção de asa com o comprimento de sua corda local. Note que se for utilizado o mesmo tipo de aerofólio na asa toda e o ângulo de ataque for também igual em todas as secções, o coeficiente de arrasto aerodinâmico será idêntico ao previsto pelo aerofólio e portanto:

$$CD = C_d + C_{Di}$$

O coeficiente de arrasto local foi anteriormente deduzido pela expressão:

$$C_d(y) = \sin^2(\alpha(y)) + 2 \cos(\alpha(y)) \cdot \left(\frac{0.074}{Re(c(y))^{\frac{1}{5}}} - \frac{1700}{Re(c(y))} \right)$$

$$Re(c(y)) = \frac{\rho_0 \cdot v_0 \cdot \cos(\alpha(y)) \cdot c(y)}{\mu_0}$$

Substituindo na equação (6.40), chegamos a :

$$C_A = \frac{1}{S} \cdot \left(\int_{-b/2}^{b/2} c(y) \cdot (\sin^2(\alpha(y)) + 2 \cos(\alpha(y)) \cdot \left(\frac{0.074}{Re(c(y))^{\frac{1}{5}}} - \frac{1700}{Re(c(y))} \right)) \cdot dy \right) \quad (EQ 6.41)$$

Se discretizarmos a asa em N subdivisões podemos integrar a equação acima numericamente. Utilizando-se da regra dos trapézios e definindo f(y) como:

$$\left\{ \begin{aligned} \int f(y) dy &= \frac{b}{2} [f(y_0) + 2f(y_1) + 2f(y_2) + \dots + 2f(y_{N-1}) + f(y_N)] \\ f(y) &= C_d(y) \cdot c(y) \end{aligned} \right. \quad h = \frac{b}{2N}$$

Finalmente chega-se à expressão :

$$C_A = \frac{b}{2 \cdot N \cdot S} \cdot \left(\sum_{i=1}^N 2(c(y_i) \cdot C_d(y_i)) + (c(y_0) \cdot C_d(y_0) + c(y_N) \cdot C_d(y_N)) \right) \quad (EQ 6.42)$$

O ARRASTO TOTAL da asa será portanto :

$$C_D = C_A + C_{Di} = \frac{C_L^2}{\pi A_R} \left(1 + \sum_{n=1}^N \left(\frac{A_n}{A_1} \right)^2 \right) + \frac{b}{2NS} \left[\sum_{n=1}^N c(y_n) \cdot C_d(y_n) + [c(y_0) \cdot C_d(y_0) + c(y_N) \cdot C_d(y_N)] \right] \quad (EQ 6.43)$$

onde $C_{y_0} = C_r$

$C(y_N) = C_t$

$C(y_n) = C_r - \frac{(C_r - C_t)}{b/2} y = C_r - \frac{n}{N} (C_r - C_t)$

$C(y_n) = C_r \left[1 - \frac{n}{N} \right] + C_t$

Apresentados todos os modelos matemáticos que representam o comportamento aerodinâmico de uma asa imersa em um escoamento subsônico e incompressível, resta-nos agora definir as características termodinâmicas deste escoamento nas condições de projeto, ou seja, no nível de voo de cruzeiro que escolhemos para a aeronave operar. Para isto, devemos recorrer a um modelo matemático elaborado para descrever de forma aproximada o comportamento real termodinâmico da atmosfera terrestre a medida que nos afastamos da superfície através do MODELO DE ATMOSFERA PADRÃO ou ISA (Ideal Standard Atmosphere), adotado a partir da Convenção Internacional de Aeronáutica em Montreal (1947), e representa o padrão internacional para projeto e operação de aeronaves.

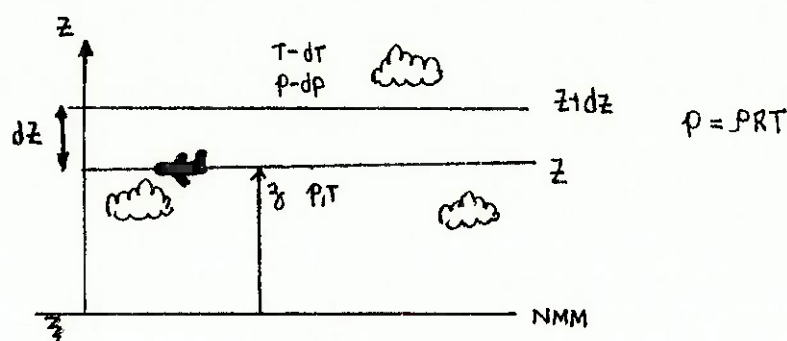
VII) ATMOSFERA PADRÃO:

Considerações iniciais :

- O ar é considerado GAS PERFEITO com $K=1.4$ em qualquer ponto da atmosfera e não apresenta umidade (AR SECO).
- A superfície de referencia onde $z=0$ corresponde ao NÍVEL MÉDIO DO MAR. A partir desta cota são medidas ALTITUDES.
- Considera-se a atmosfera estática, não havendo deslocamentos de massas de ar e interações do tipo transferência de calor por convecção, condução ou radiação entre as camadas.

Considere uma camada atmosférica na altitude z , com espessura dz de modo que na altitude z a pressão estática é p , na altitude $z+dz$ a pressão estática é $p+dp$.

FIG 29 - CAMADA ATMOSFÉRICA



Pela Primeira lei da Termodinâmica para sistemas, se considerarmos que esta camada não apresenta em suas fronteiras interações do tipo calor e trabalho, chega-se à relação HIDROSTÁTICA :

$$dp = -\rho \cdot g \cdot dz$$

(EQ 7.1)

Se z for muito grande, da ordem de grandeza de alguns quilômetros, o valor de g começará a variar com a altitude de acordo com a Lei da Gravitação Universal:

$$g = \frac{g_0}{\left(1 + \frac{z}{R}\right)^2}$$

(EQ 7.2)

Definimos a partir disto a variável $H(z)$ como FUNÇÃO GEOPOTENCIAL pela equação :

$$H = \frac{1}{g_0} \cdot \int_0^z g \cdot dz = \frac{1}{g_0} \int_0^z \frac{g_0}{\left(1 + \frac{z}{R}\right)^2} \cdot dz = \frac{Rz}{1+z}$$

(EQ 7.3)

Note que H tem unidade de comprimento, correspondendo á uma média ponderada da cota z com o valor de g local. H é na verdade uma cota geométrica dada para um campo gravitacional uniforme, com a mesma energia potencial do campo gravitacional terrestre até aquela altitude, que não é uniforme. Verifique que em $z=0$, $H=0$, assim como $z=0$.

Combinando as equações (7.3) e (7.1), considerando o ar GAS PERFEITO temos:

$$\boxed{dp = -\frac{g_0}{R} \cdot \left(\frac{p}{T}\right) \cdot dH} \quad (\text{EQ 7.4})$$

Considerando uma dada camada atmosférica (n), abaixo da camada de cota z , a uma altitude GEOPOTENCIAL H_n , podemos integrar a equação de z_n a z :

$$\int_{z_n}^z \frac{dp}{p} = -\frac{g_0}{R} \cdot \int_{z_n}^z \frac{dH}{T} \quad (\text{EQ 7.5})$$

Se considerarmos que o ar se expanda de forma ISOENTROPICA (Adiabaticamente e de forma reversível) ao longo da atmosfera, temos pela primeira Lei da Termodinâmica:

$$T ds = dh - v dp = 0 \rightarrow dh = v dp$$

p/ gás perfeito: $C_p dT = \frac{RT}{p} dp$

$$C_p \frac{dT}{T} = R \frac{dp}{p} = -g \frac{dz}{T}$$

$$dT = -\frac{g}{C_p} dz$$

$$\int_{T_n}^T dT = \int_{z_n}^{z_n} -\frac{g}{C_p} dz \xrightarrow{\frac{g}{C_p} \approx \text{cte}} T = T_n - (g/C_p) \cdot (z - z_n) \quad (\text{EQ 7.6})$$

Se considerarmos as camadas mais baixas da atmosfera, poder-se supor que (g/C_v) é aproximadamente constante, já que o fator z/r é muito menor do que 1 e portanto :

A TEMPERATURA VARIA LINEARMENTE COM A ALTITUDE nas baixas camadas da atmosfera. Até aproximadamente 33000 Ft esta afirmação é verdadeira, ou seja, DENTRO DA TROPOSFERA onde voam a maioria das aeronaves de pequeno e médio porte.

Para se ter uma idéia da pequena variação de H em relação a z na TROPOSFERA, se considerarmos a altitude limite de oxigênio respirável pelo ser humano de 12000 Ft (Aproximadamente 4 Km):

$$H = 11998 \text{ Ft para } z = 12000 \text{ Ft}$$

$$H/z = 0.9994$$

$$\text{Como } (g/g_0) = (H/z)^2, \quad g = 0.9988.g_0$$

Portanto podemos comprovar que g quase não variou ao subir 4000 m, tornando válidas as hipóteses acima.

Assim, assumindo que T varie linearmente com a altitude, podemos também escrever que :

$$T = T_n + A_n \cdot (H - H_n) \quad (\text{EQ 7.7})$$

Onde A_n é o GRADIENTE DE TEMPERATURA ISOENTROPICO PADRAO para a CAMADA INICIAL n .

Integrando a equação (7.5), obtemos: (JUNTAMENTE COM $p = PRT$)

$$p = p_n \cdot \left(\exp \left(- \frac{g_0}{R \cdot T_n} \cdot (H - H_n) \right) \right)$$

(EQ 7.8)

$$T = T_n + A_n (H - H_n)$$

(EQ 7.9)

$$\rho = \rho_0 \cdot \left(\frac{T}{T_n} \right)^{-\left(1 + \frac{g_0}{R_0 \cdot R}\right)}$$

(EQ 7.10)

Para o cálculo da viscosidade, Sutherland descobriu a seguinte relação IMPIRICA:

$$\mu = \mu_0 \cdot \left(\frac{T}{T_n} \right)^{\frac{3}{2}} \cdot \left(\frac{T_n + 110}{T + 110} \right)$$

(EQ 7.11)

A velocidade do som nesta camada pode ser obtida a partir de :

$$\frac{c}{c_0} = \sqrt{\frac{T}{T_n}} = \sqrt{1 + \frac{A_n}{T_n} \cdot (H - H_n)}$$

(E 7.12)

Na TROPOSFERA, camada que se estende desde o NÍVEL MÉDIO DO MAR (NMM) até cerca de 33000 Ft (11 Km), as sondagens meteorológicas encontraram os seguinte valor médio para o gradiente isotrópico de temperaturas A_n :

	CAMADA n	Zn (m)	Hn (m)	An (oC/m)
(MSL)	0	0	0	0.
TROPOSFERA	1	11.019	11.000	-6.5E-3

Na Convenção Internacional de Montreal padronizou-se, para efeito de cálculos, que ao nível médio do mar as condições da atmosfera padrão (ou ISA) seriam, segundo as médias observadas mundialmente, as seguintes:

$$g_0 = 9.8 \text{ m/s}^2$$

$$p_0 = 101325 \text{ Pa}$$

$$T_0 = 15 \text{ }^\circ\text{C}$$

$$\rho_0 = 1.225 \text{ Kg/m}^3$$

$$\mu_0 = 17.8964\text{E-6 Kg/m.s}$$

$$c_0 = 340.294 \text{ m/s}$$

A partir destas relações podemos portanto calcular, a qualquer ponto da TROPOSFERA, as propriedades termodinâmicas do AR, considerando que no nível médio do mar estejam predominando as condições ISA.

Por curiosidade apresentamos na tabela abaixo os valores padronizados de A_n , H_n e Z_n , para cada camada da atmosfera terrestre seguindo o modelo de atmosfera padrão:

CAMADA	n	A_n (10^{-3} k/m)	H_n (m)	Z_n (m)	T_n (k)
TROPOSFERA	0	-6,5	0	0	288,15
			11000	11019	216,65
TROPOPAUSA	1	0,0	20000	20063	216,65
ESTRATOSFERA	2	1,0	32000	32162	228,65
	3	2,8	47000	47380	270,65
ESTRATOPAUSA	4	0,0	52000	52429	270,65
MESOSFERA	5	-2,0	61000	61591	286,65
	6	-4,0	79000	79994	180,65
MESOPAUSA	7	0,0	88743	900000	180,65

Por último, exporemos um fenômeno interessante do voo em altitude ocorrido com a velocidade da aeronave:

Suponha que ao nível médio do mar, uma aeronave de peso W se encontre voando com velocidade V_0 , de acordo nas condições da atmosfera padrão. O valor de sua sustentação deve ser no mínimo igual ao seu peso para manter voo reto horizontal.

Suponha que esta mesma aeronave, com o mesmo peso W , esteja voando agora em uma altitude z em relação ao nível médio do mar com velocidade v . Para que esta possa manter voo reto horizontal sua sustentação também é igual a seu peso. Logo:

$$W = L_0 = L$$

e portanto:

$$\frac{1}{2} \cdot \rho_0 \cdot V_0^2 \cdot S \cdot C_{L0} = \frac{1}{2} \cdot \rho \cdot v^2 \cdot S \cdot C_L$$

Se esta aeronave conseguir voar reto horizontal com o mesmo ângulo de ataque, C_L será o mesmo nos dois casos pois este depende apenas do ângulo de ataque da aeronave. Para conseguirmos realizar esta hipótese é necessário que a potência desenvolvida pelo motor no altitude mais alta seja maior para compensar o efeito da diminuição da densidade, mantendo uma mesma potência nos dois casos. Se esta hipótese for verdadeira:

$$q = q_0$$

e portanto :

$$\boxed{\frac{v}{V_0} = \sqrt{\frac{\rho_0}{\rho}}}$$

obs: Verifique que para manter-se uma mesma potência necessária a manter voo horizontal é necessário aumentar a velocidade para compensar o decréscimo da densidade, já que C_D também permanece inalterado.

$$\begin{cases} P_{NECESSARIA} = C_D \cdot S \cdot \frac{1}{2} \rho_0 V_0^3 \\ C_D = C_{D0} + A \alpha^2 + B \alpha \propto f(\alpha) \end{cases}$$

Ou seja, para compensar a perda de densidade, a velocidade aerodinâmica da aeronave AUMENTA com a altitude, para uma mesma velocidade indicada no velocímetro.

Geralmente nas aeronaves o sistema de medição de velocidades é baseado nos dados de pressão proveniente de tomadas de pressão estática e pressão total de um ou mais tubos de pitot. Como a pressão dinâmica é a mesma tanto ao nível do mar, quanto em altitude para manter uma mesma configuração de peso, tudo se passa como se o velocímetro estivesse marcando a velocidade ao nível do mar, independentemente da altitude. Assim é necessário distinguir a VELOCIDADE INDICADA NO VELOCIMETRO pela velocidade VERDADEIRA ou AERODINAMICA da aeronave. Portanto, de acordo com a atmosfera padrão:

$$VA = VI \cdot \left(\frac{T_0}{T} \right)^{\left(1 + \frac{g_0}{\lambda_0 \cdot R} \right)} = VI \cdot \sqrt{\exp \left(g_0 \cdot \left(\frac{H}{RT_0} \right) \right)} \quad (EQ 7.13)$$

VA = Velocidade Aerodinâmica na GEOPOTENCIAL H

VI = Velocidade Indicada = V_0

Obs: Considerando-se que a atmosfera esteja em condições ISA, caso contrário

$$VA = VI \sqrt{\frac{\rho_0}{\rho}} = VI \sqrt{\frac{\rho_0 \cdot I}{\rho \cdot T_0}}$$

o: Condições termodinâmicas ao nível do mar.

Parte Pratica

Apresentados todos os aspectos teóricos que modelam o escoamento em torno de uma asa, vamos agora apresentar os programas de computador desenvolvidos para resolvê-lo.

VIII) MÉTODO COMPUTACIONAL:

1) ARQUITETURA DO SISTEMA :

Desenvolveu-se um SOFTWARE em Linguagem Pascal, para ser executado em sistemas do tipo IBM PC com 1MB de RAM no mínimo. Aconselhamos que o equipamento seja um modelo 386DX no mínimo, pois é conveniente que este apresente boa velocidade de cálculo mediante ao grande número de operações matemáticas efetuadas. No caso de um equipamento 286, aconselhamos que seja utilizado um co-processador numérico.

O programa foi desenvolvido em 3 módulos distintos:

a) GEOMETRIA (GEOM.PAS) :

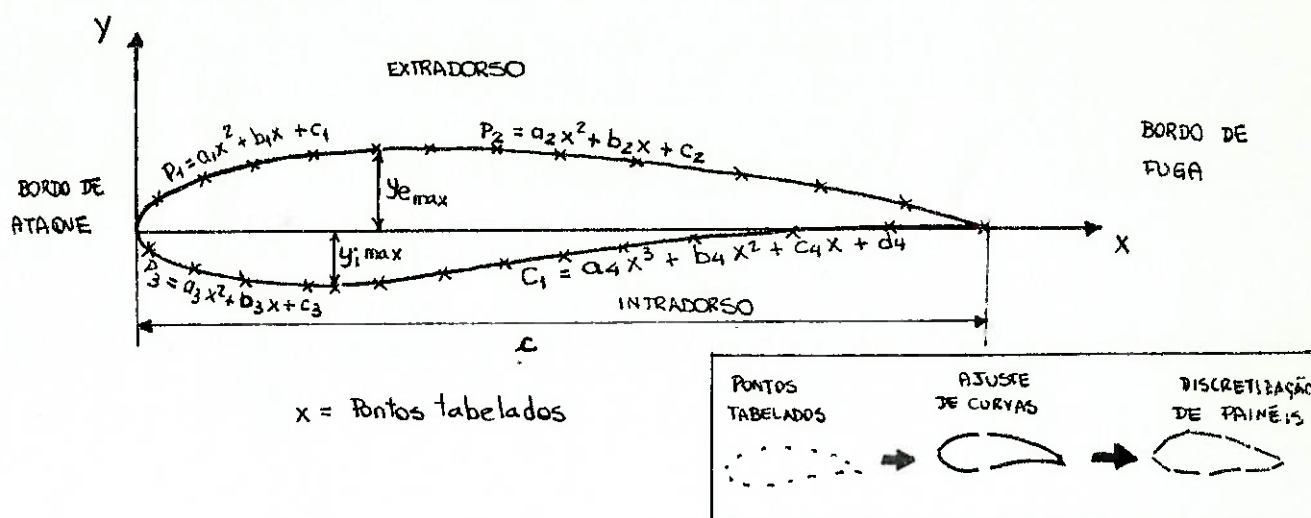
Este módulo transforma um conjunto de pontos que definem um aerofólio (tabelados nos manuais de aerodinâmica), em um número finito de painéis igualmente espaçados definidos pelo usuário, para tratamento posterior, ou seja, realiza a DISCRETIZAÇÃO do aerofólio, dada sua geometria. Para que se possa discretizar convenientemente, ou seja, em um número qualquer de painéis, é necessário que se ajustem nos pontos do intradorso e do extradorso, polinômios que aproximem seu perfil. Para fazer estas aproximações utilizamos o MÉTODO DOS MÍNIMOS QUADRADOS em 4

curvas distintas.

O extradorso (PARTE SUPERIOR DO AEROFOLIO) pode ser composto por duas parábolas. A primeira, aproxima os pontos que se estendem desde o bordo de ataque até o ponto máximo do extradorso. A segunda, aproxima os pontos que se estendem do ponto máximo do extradorso ao bordo de fuga.

O intradorso (PARTE INFERIOR DO AEROFOLIO), por apresentar geralmente um suave ponto de inflexão, devido a cambagem, pode ser aproximado por uma parábola, desde o bordo de ataque até seu ponto máximo, e a partir daí por uma cúbica até o bordo de fuga.

FIG 29 - POLINOMIOS DE AJUSTE

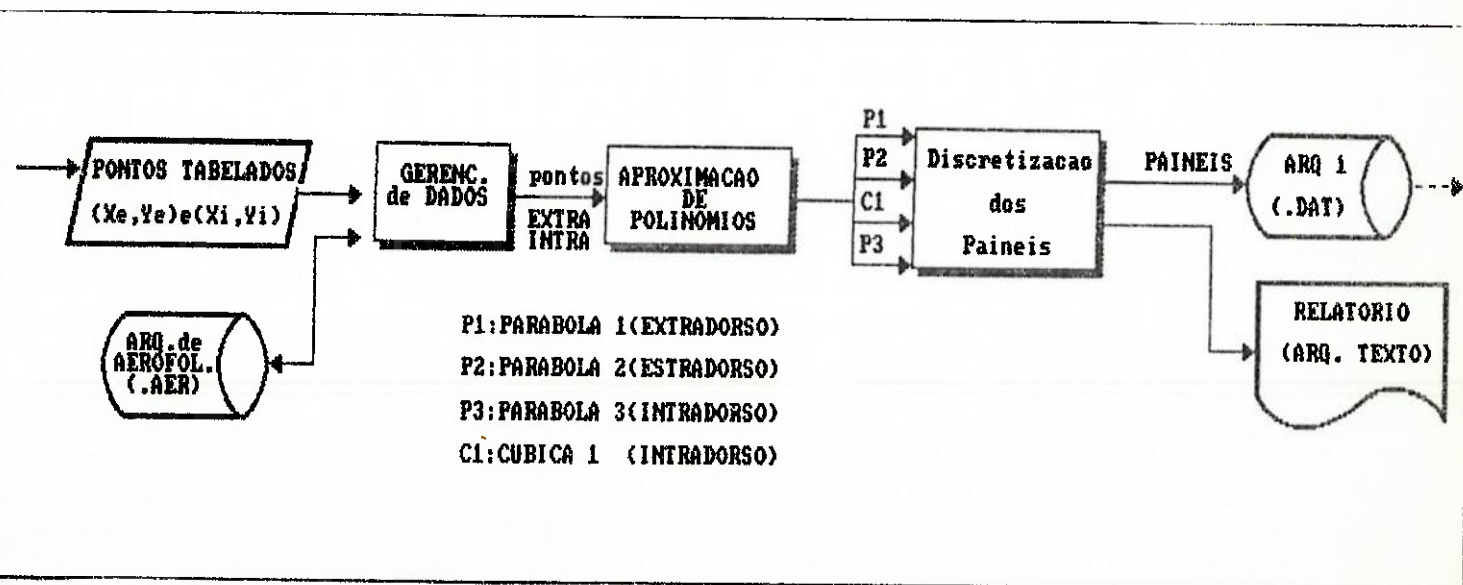


A precisão destas aproximações, pelo método dos mínimos quadrados, depende do número de pontos tabelados que descrevem o aerofólio. Aconselhamos no mínimo 10 pontos para descrever o seu perfil, 5 para o extradorso e 5 para o intradorso. Perceba que com este procedimento o usuário não se prende aos painéis definidos pela tabela de pontos e tem ampla liberdade para escolher a distribuição que quiser. A divisão dos painéis é definida em cada um dos trechos aproximados e portanto permite ter maior

discretização em trechos específicos. Verificou-se que discretizando melhor os trechos do bordo de ataque permitiu uma melhor precisão nos cálculos, pois é neste local que se apresentam as maiores curvaturas e portanto não devem ser grosseiramente painelizados.

A saída de dados do programa, a nível de sistema, é um arquivo do tipo RECORD contendo as informações referentes aos painéis do aerofólio processado, que serão utilizadas em outro módulo, tais como coordenadas iniciais e finais de cada painel, e o número de painéis processados. A nível de usuário, o programa gera um arquivo texto, que pode ser direcionado para uma impressora, que contém todos os passos de processamento dos dados desde os pontos tabelados, coeficientes dos polinômios ajustados, e a distribuição dos painéis, além de um desenho do aerofólio.

FIG 31 - GEOMETRIA: DIAGRAMA DE BLOCOS



b) CALCULO DO AEROFOLIO:(AEROFOLI.PAS)

Neste módulo calculam-se as curvas $C_l \times \alpha$, $C_d \times \alpha$ e $C_m \times \alpha$ para o perfil gerado pelo módulo anterior. Para isto inicialmente calcula-se, via modelo de ATMOSFERA PADRAO, as condições termodinâmicas do escoamento nas condições de projeto, ou seja, a partir do NIVEL DE CRUZEIRO (Altitude de voo de projeto em relação ao nível do mar) e da velocidade de cruzeiro indicada. Com o modelo da atmosfera padrão, partindo das condições ISA ao nível do mar, podemos obter nesta altitude:

- TEMPERATURA ESTATICA DO AR
- PRESSAO ESTATICA DO AR
- PRESSAO DINAMICA DO AR
- DENSIDADE ESTATICA DO AR
- VISCOSIDADE DO AR
- VELOCIDADE AERODINAMICA (VERDADEIRA)
- NUMERO MACH DE CRUZEIRO
- FATOR DE CORREÇÃO DE COMPRESSIBILIDADE

Tendo estas informações, mais o aerofólio discretizado pelo módulo anterior, informamos ao programa a faixa de ângulos de ataque que se deseja que os cálculos sejam feitos. Sugerimos que tal faixa não seja maior que 15 Graus pois a partir daí as aproximações feitas nos modelos matemáticos começam a se afastar da realidade. Mesmo assim, nota-se que para aerofólios de uso aeronáutico, o ângulo de Stoi gira em torno de 10 a 15 Graus e portanto nosso programa pode aproximar a maioria dos aerofólios tabelados. É necessário saber de antemão, o ângulo de descolamento da camada limite pois o programa não tem condições de reconhecer

este fenômeno, já que usamos o modelo de escoamento potencial para resolver o escoamento. A variação de ângulo de ataque é obtida mediante a rotação das coordenadas dos painéis. O programa discretiza a faixa de variação de ângulo de ataque em 20 intervalos iguais e calcula para cada posição os novos valores. Tendo estas informações o programa faz três tipos de cálculo :

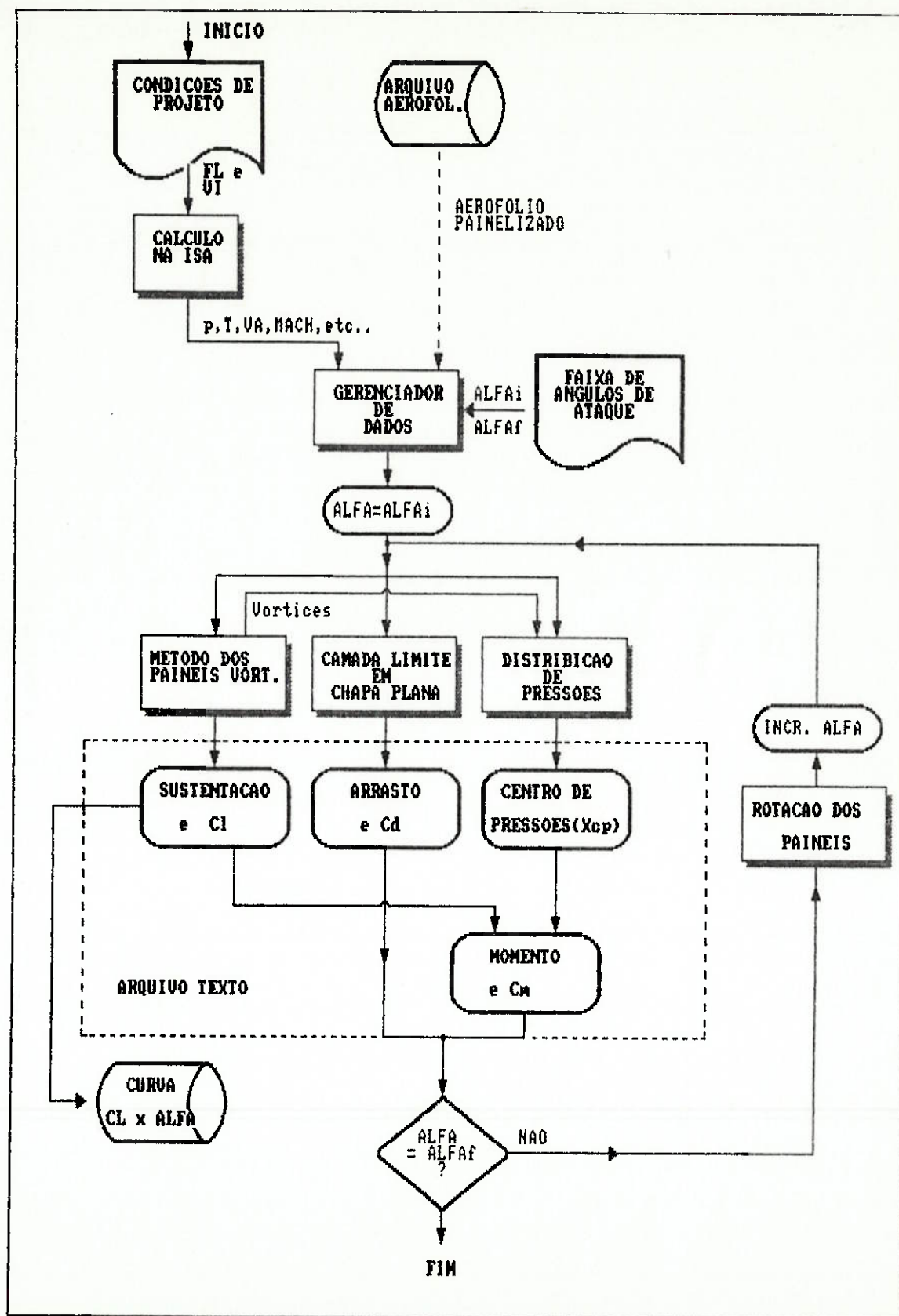
Mediante o modelo dos Painéis de Vórtices, constrói-se primeiramente o sistema linear contendo as equações de influência de cada vórtice em cada painel segundo as equações expostas no modelo matemático. A resolução do sistema se dá iterativamente via MÉTODO DE GAUSS-JACOBI tendo como aproximação inicial uma distribuição de velocidades uniforme em todo o aerofólio com o valor da velocidade ao longe. O sistema demonstrou-se ser muito instável, pois a ordem de grandeza dos termos na matriz dos coeficientes é a mesma, não apresentando nenhuma diagonal forte, por mais permuta que se fizesse em suas linhas (ou ordem das equações). Para melhorar a convergência do método, utilizamos a RELAXAÇÃO dos resultados.

Resolvendo este sistema, obtemos a distribuição de circulações ao longo do aerofólio. A partir de então podemos, em somatória, obter a circulação total e assim a SUSTENTAÇÃO GERADA e localmente calcular as velocidades tangenciais a cada painel, e portanto a distribuição dos coeficientes de pressão (C_p). Para calcular o MOMENTO DE PITCH, basta somar o momento de cada componente de pressão em cada painel em relação ao bordo de ataque. O centro de pressões é então obtido a partir da relação

M/L.Finalmente calcula-se o ARRASTO aerodinâmico (de forma + de fricção) a partir do modelo de placa plana em ângulo de ataque em escoamento uniforme, desenvolvido em capítulos anteriores. Para transformar estas grandezas em coeficientes basta dividi-las pela pressão dinâmica e pela relação dimensional característica. A partir destes valores o programa também localiza qual o ângulo de melhor eficiência aerodinâmica e gerará para este uma tabela comntendo a distribuição de pressões ao longo do aerofólio, em cada painel. Outra tabela gerada é a dos valores de C_l , C_d , C_m e X_{cp} para cada ângulo de ataque na faixa escolhida. Estas tabelas serão direcionadas para um arquivo texto de saída, que poderá ser impresso posteriormente. A saída que alimentará o próximo módulo será um arquivo contendo apenas a curva $C_l \times \text{ALFA}$ calculada, necessária para o cálculo local de sustentações em uma asa finita. Durante a execução do programa, é mostrado no vídeo a posição do aerofólio e os valores obtidos de C_l , C_d , C_m e X_{cp} para que o usuário observe como se comporta o sistema.

Após muitas experiências verificou-se que existe uma distribuição ideal de painéis para onde o sistema converge para valores coerentes. Verificou-se que esta convergência é mais rápida em aerofólios delgados com maior de concentração de painéis onde o gradiente de pressão é mais intenso, ou seja, próximo ao bordo de ataque. Isso se deve ao fato da grande instabilidade do sistema gerado e provavelmente da lentidão do equipamento utilizado para rodar o programa (PC 286). Abaixo temos um diagrama de blocos que descreve o segundo módulo.

FIG 32 - PROGRAMA AEROFOLI.PAS: DIAGRAMA DE BLOCOS



c) CALCULO DA ASA :ASA.PAS

Neste módulo finalmente obteremos os esforços aerodinâmicos característicos de uma asa finita trapezoidal, dadas as condições de projeto em um determinado ângulo de ataque : L , D , M_y , M_r e M , bem como a potência necessária para mantê-la em voo horizontal, utilizando-se de um motor de ciclo Otto com eficiência de aproximadamente 30% (considerada muito boa) e utilizando-se de 65% de sua potência nominal para o voo em cruzeiro.

Analogamente ao módulo anterior, neste programa inicialmente são informadas as condições de projeto (FL e VI de cruzeiro), para que se possa calcular, via modelo de atmosfera padrão, as condições termodinâmicas do ar neste nível.

A seguir são introduzidas as características geométricas da asa em questão tais como envergadura (b), comprimento da corda na raiz (C_r), comprimento da corda na ponta (C_t), aerofólio utilizado (Cuja curva CL x $ALFA$ será carregada do arquivo gerado pelo módulo anterior), ângulo de ataque na raiz e ângulo de ataque na ponta (considera-se que o ângulo de ataque varia linearmente entre a raiz e a ponta). A partir destes dados são calculadas características geométricas secundárias tais como Área da asa (S), Razão de aspecto (AR), Taper ratio, corda média geométrica (CMG) e corda média aerodinâmica (CMA).

Tendo todos estes dados em mãos o programa discretiza a asa em N secções distintas (numero escolhido pelo usuário) para que seja aplicada a equação da linha genérica de sustentação em cada secção da asa (Onde se conhece o comprimento da corda e o ângulo de ataque local) e com isto montar o sistema que determine os coeficientes de Fourier, de acordo com o modelo matemático exposto

para resolver o problema da distribuição genérica de sustentações na determinação dos coeficientes A_n . O sistema linear é resolvido também de acordo com o método iterativo de Gauss-Jacobi com relaxação e converge muito rapidamente. As experiências que discretização com apenas 10 secções já permite uma aproximação muito boa, com precisão além de $1E-4$.

Obtidos os coeficientes A_n da expansão em Séries de Fourier da linha de sustentação podemos calcular $L, C_L, M_y, C_{M_y}, M_r, C_{M_r}, D_i$ e C_{D_i} , além do DOWN WASH. O arrasto aerodinâmico (Pressão + Fricção) é calculado a parte pela teoria da chapa plana em ângulo de ataque para 3D, de acordo com o modelo matemático desenvolvido para asas finitas. O Arrasto total pode então ser calculado bem como o C_D da asa.

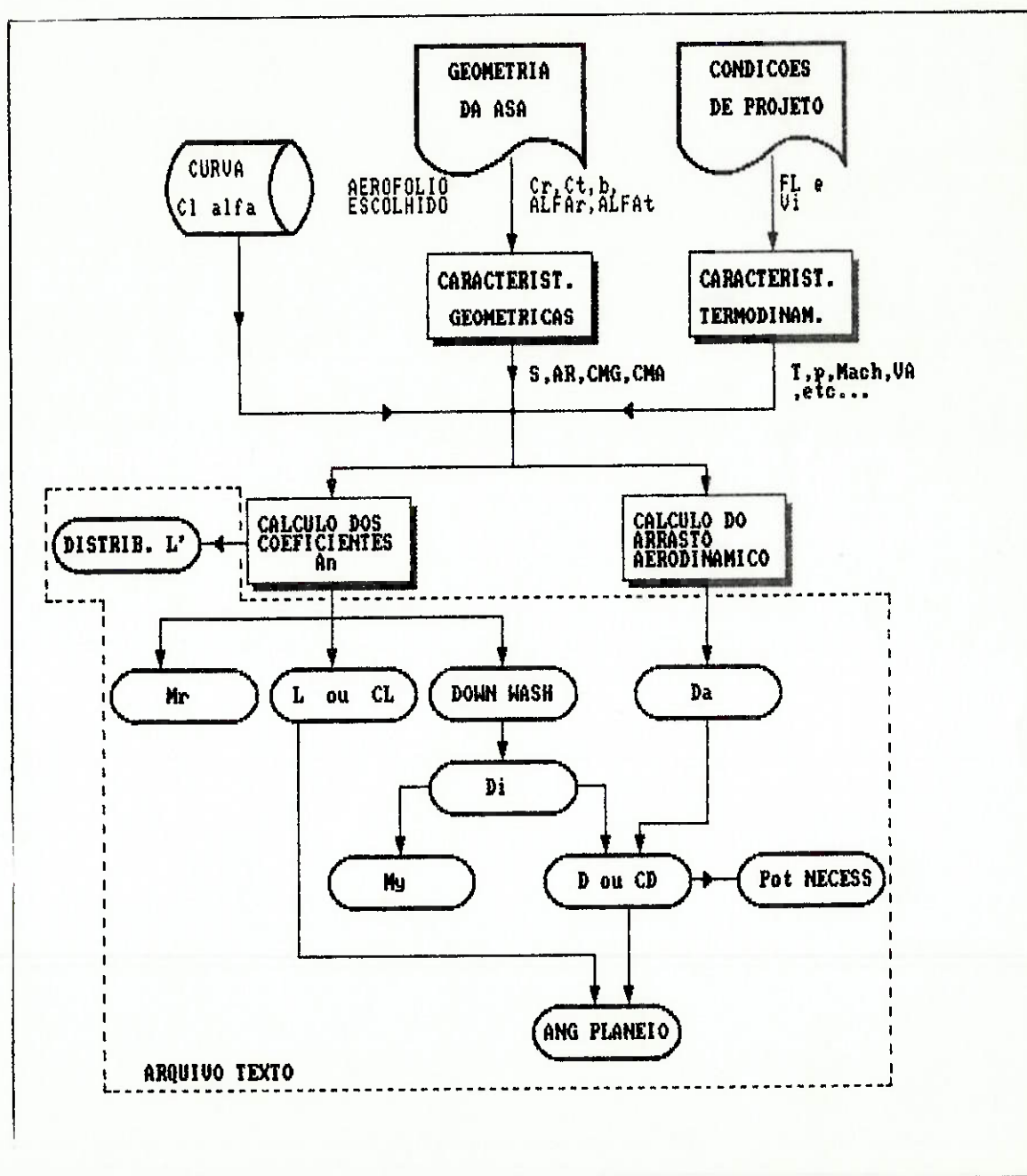
Resultados adicionais são obtidos tais como: o melhor ângulo de planeio, comparação da asa em relação à condição de mínimo arrasto (asa elíptica de mesma Razão de Aspecto) e potência necessária para manter voo horizontal.

Todos estes resultados são gravados em um arquivo texto que posteriormente pode ser imprimido, além da real distribuição de sustentação da asa em questão sob forma tabelada.

É bom ressaltar que os resultados obtidos são apenas EXPECTATIVAS TEÓRICAS dos esforços aerodinâmicos que possam haver neste tipo de asa. Para confirmação dos resultados é necessário, SEMPRE, testar um modelo em túnel de vento.

Abaixo temos o diagrama de blocos deste programa.

FIG 33 - DIAGRAMA DE BLOCO DO PROGRAMA ASA.PAS



2)LISTAGEM DOS PROGRAMAS:

Abaixo especificamos a listagem dos arquivos fonte dos três programas desenvolvidos em Pascal com as respectivas explicações nas rotinas envolvidas.O compilador utilizado foi o Turbo Pascal Versão 5.5

PROGRAMA GEOM.PAS - GEOMETRIA DO AEROFOLIO

PROGRAM GEOMETRIA;

USES printer,CRT,GRAPH;

CONST NMAX=300;

R=289;

CP=1008;

DEFINE ESTRUTURAS DE DADOS

TYPE VETOR=ARRAY[1..NMAX] OF REAL;

linha=array[1..4] of real;

matriz=array[1..4] of linha;

end;

{ PAINEL }

TYPE

AEROF=RECORD

NOME:string[10];

n1:integer;

n2:integer;

x1:veto;

y1:veto;

x2:veto;

y2:veto;

END;

{ POLINOMIOS }

CURVAS=RECORD

A0:REAL;
A1:REAL;
A2:REAL;
B0:REAL;
B1:REAL;
B2:REAL;
C0:REAL;
C1:REAL;
C2:REAL;
C3:REAL;
D0:REAL;
D1:REAL;
D2:REAL;
end;

painel=record

x1:real;
y1:real;
x2:real;
y2:real;
end;

{ VETOR DE PAINÉIS }

vetpan=array[1..500] of painel;

info=record

p :vetpan;
pfim :integer;
numpan :integer;
end;

DEFINIÇÃO DAS VARIÁVEIS UTILIZADAS

VAR X1,Y1,X2,Y2:VETOR;

P,PR:vetpan;

aero:aerof;

dados:info;

CUR:CURVAS;

NOME,FATHTODRIVER:STRING;

ARQ :file of aerof;

ARQ2:FILE OF CURVAS;

Arqg,arq3:TEXT;

```
K,N1,N2,Z,GRAPHDRIVER,GRAPHMODE,INIC,CONT,pmax,pmin,NUMALFA,
pe1,pe2,pi1,pi2,totpan
:INTEGER;
resp,imprime:char;
CERTO,existe:BOOLEAN;
AO,A1,A2,B0,B1,B2,C0,C1,C2,C3,d0,d1,d2,xmax,ymax,xmin,ymin,ALFA,
ALFAMIN,ALFAMAX,DELTAALFA,xf,p0,v0,t0,Dens0,CORDA:real;
a:matriz;
b,X:linha;
```

DEFINIÇÃO DOS PROCEDIMENTOS E FUNÇÕES UTILIZADAS PELO PROGRAMA

FUNÇÕES QUE DEFINEM AS CURVAS QUE DESCREVEM O AEROFOLIO

```
FUNCTION EXTRA(C0,C1,C2,X:REAL):REAL;
```

```
BEGIN
```

```
EXTRA:=C0+C1*X+C2*SQR(X);
```

```
END;
```

```
FUNCTION INTRA(C0,C1,C2,C3,X:REAL):REAL;
```

```
BEGIN
```

```
INTRA:=C0+C1*X+C2*SQR(X)+C3*SQR(X)*X;
```

```
END;
```

PROCEDIMENTOS QUE LOCALIZAM O PONTO MAXIMO DO INTRADORSO

E DO INTRADORSO.

```
procedure MAX(Y1,X1:veter;
              n1:integer;
```

```

                var xmax,ymax:real;
                var pmax:integer);
var k:integer;

begin
  ymax:=0;
  for k:=1 to n1 do
    begin
      if y1[k]>ymax then
        begin
          pmax:=k;
          xmax:=x1[k];
          ymax:=y1[k];
        end;
      end;
    end;
end;

```

```

procedure MIN(Y2,X2:veto;
              n2:integer;
              var xmin,ymin:real;
              var pmin:integer);
var k:integer;

begin
  ymin:=0;
  for k:=2 to (n2-1) do
    begin
      if y2[k]<=ymin then
        begin
          pmin:=k;
          xmin:=x2[k];
          ymin:=y2[k];
        end;
      end;
    end;
end;

```

PROCEDIMETO QUE DESENHA O AEROFOLIO EM MODO GRAFICO

UNINDO OS PAINÉIS POR RETAS

```

PROCEDURE PLOTA(n1,n2:integer;
                x1,x2,y1,y2:veto;
                a0,a1,a2,b0,b1,b2,c0,c1,c2,c3,d0,d1,d2:REAL);
var NMAX,u,k,xi1,xi2,xf1,xf2,yi1,yi2,yf1,yf2,deltax,deltay:integer;
    resp:char;
    as,cx,cy;n,X,Y,DX:real;

```

```

num:string;
r1,r2:word;

{$I GRAPH2.PAS}

BEGIN

  getaspectratio(r1,r2);
  as:=r1/r2;
  if as>(199/611) then as:=199/611;
  NMAX:=1000;
  deltax:=30;
  deltay:=100;
  GRAPHDRIVER:=DETECT;
  GRAPHMODE:=1;
  PATHTODRIVER:='';
  INITGRAPH(GRAPHDRIVER,GRAPHMODE,PATHTODRIVER);
  SETTEXTSTYLE(2,0,4);
  setlinestyle(0,1,4);
  RECTANGLE(0,0,639,199);
  setviewport(0,0,639,199,true);
  clearviewport;
  RECTANGLE(0,0,639,199);
  OUTTEXTxy(250,5,'AEROFOLIO '+nome);
  SETLINESTYLE(1,1,4);
  line(deltax,deltay,630,deltay);
  outtextxy(deltax+10,10,'y');
  outtextxy(620,deltay+10,'x');
  line(deltax,deltay,deltax,10);

  cy:=550/(x1[n1]);
  cx:=cy;
  n:=x1[n1]/5;
  for k:=0 to 5 do
  begin
    str(n*k:2:2,num);
    u:=trunc(cy*n*k);
    line(u+deltax,deltay-5,u+deltax,deltay+5);
    outtextxy(u+deltax,deltay+10,num);
  end;

  for k:=2 to n1 do
  begin
    x11:=trunc(x1[k-1]*cx)+deltax;
    y11:=-trunc(y1[k-1]*cy*as)+deltay;
    xf1:=trunc(x1[k]*cx)+deltax;
    yf1:=-trunc(y1[k]*cy*as)+deltay;
    Line(x11,y11,xf1,yf1);
  end;

  for k:=2 to n2 do
  begin
    xi2:=trunc(x2[k-1]*cx)+deltax;
    yi2:=-trunc(y2[k-1]*cy*as)+deltay;

```

```

xf2:=trunc(x2[k]*cx)+deltax;
yf2:=-trunc(y2[k]*cy*as)+deltay;
Line(xi2,yi2,xf2,yf2);
end;

```

```

resp:=readkey;
if upcase(Resp)='P' then
  letela1;

```

```

  restorecrtmode;

```

```

  clrscr;

```

```

END;

```

PROCEDIMENTO QUE ROTACIONA UM DADO VETOR (u,v) EM ALFA GRAUS

```

procedure ROT(var u,v:real;
               alfa:real);

```

```

var pi,xf,yf:real;

```

```

begin

```

```

  pi:=4*arctan(1);
  alfa:=(-alfa*PI)/180;
  xf:=u*COS(ALFA)-v*SIN(ALFA);
  yf:=u*SIN(alfa)+v*COS(alfa);
  u:=xf;
  v:=yf;

```

```

end;

```

PROCEDIMENTO QUE PLOTA O AEROFOLIO PELAS CURVAS QUE O

DEFINEM.

```

PROCEDURE PLOTA2(n1,n2:integer;
                 x1,y1:vetor;
                 a0,a1,a2,b0,b1,b2,c0,c1,c2,c3,d0,d1,d2,alfa:REAL);

```

```
var HO,NMAX,x0,y0,xf,yf,u,k,xi1,xi2,xf1,xf2,yi1,yi2,yf1,yf2,deltax,delt
ay:integer;
```

```
  resp:char;
  as,c,n,X,Y,xr,yr,DX:real;
  num,aa:string;
  r1,r2:word;
```

```
{ $I GRAPH2.PAS }
```

```
BEGIN
```

```
  getaspectratio(r1,r2);
  as:=r1/r2;
  writeln(as);
  if as>(199/611) then as:=199/611;
  NMAX:=300;
  deltax:=30;
  deltay:=100;
  GRAPHDRIVER:=DETECT;
  GRAPHMODE:=1;
  PATHTODRIVER:='';
  INITGRAPH(GRAPHDRIVER,GRAPHMODE,PATHTODRIVER);
  SETTEXTSTYLE(2,0,4);
  setlinestyle(0,1,4);
  RECTANGLE(0,0,639,199);
  setviewport(0,0,639,199,true);
  c:=550/x1[n1];
  str(alfa:4:2,aa);
  clearviewport;
  RECTANGLE(0,0,639,199);
  OUTTEXTxy(250,5,'AEROFOLIO '+nome);
  outtextxy(200,25,'ANGULO DE ATAQUE : '+AA+' o');
  SETLINESTYLE(1,1,4);
  line(deltax,deltay,630,deltay);
  outtextxy(deltax+10,10,'y');
  outtextxy(620,deltay+10,'x');
  line(deltax,deltay,deltax,10);
```

```
  x:=x1[trunc(n1/2)];
  y:=extra(b0,b1,b2,x);
  rot(x,y,alfa);
  h0:=trunc(y*c*as);
  if alfa>0 then h0:=-h0;
  DX:=xmax/NMAX;
  X:=0;
  FOR K:=1 TO NMAX DO
    BEGIN;
      X:=X+DX;
      Y:=EXTRA(a0,a1,a2,X);
      xr:=x;
      yr:=y;
      ROT(Xr,Yr,ALFA);
      Xi1:=TRUNC(Xr*c)+DELTAX;
```

```

    Yi1:=-TRUNC(Yr*c*as)+DELTAY+h0;
    LINE(XI1,YI1,XI1,YI1);
END;

x0:=DELTAX;
y0:=trunc(extra(a0,a1,a2,0)*C*AS)+DELTAY+h0;

DX:=(x1[n1]-Xmax)/NMAX;
X:=xmax;
FOR K:=1 TO NMAX DO
    BEGIN;
        X:=X+DX;
        Y:=EXTRA(b0,b1,b2,X);
        xr:=x;
        yr:=y;
        ROT(Xr,Yr,ALFA);
        Xi1:=TRUNC(Xr*c)+DELTAX;
        Yi1:=-TRUNC(Yr*c*as)+DELTAY+h0;
        LINE(XI1,YI1,XI1,YI1);
    END;

dx:=x2[pmin]/nmax;
X:=0;
FOR K:=1 TO nmax DO
    BEGIN
        X:=X+DX;
        Y:=extra(d0,d1,d2,X);
        xr:=x;
        yr:=y;
        ROT(Xr,Yr,ALFA);
        Xi2:=TRUNC(Xr*c)+DELTAX;
        Yi2:=-TRUNC(Yr*c*as)+DELTAY+h0;
        LINE(XI2,YI2,XI2,YI2);
    END;

DX:=(x2[n2]-Xmin)/NMAX;
X:=xmin;
FOR K:=1 TO NMAX DO
    BEGIN;
        X:=X+DX;
        Y:=intra(c0,c1,c2,c3,X);
        xr:=x;
        yr:=y;
        ROT(Xr,Yr,ALFA);
        Xi1:=TRUNC(Xr*c)+DELTAX;
        Yi1:=-TRUNC(Yr*c*as)+DELTAY+h0;
        LINE(XI1,YI1,XI1,YI1);
    END;
    xf:=xi1;
    yf:=yi1;

line(x0,y0,xf,yf);

```

```
repeat
until keypressed;

restorecrtmode;
clrscr;
```

END;

```
*****

ALGORITMO DE RESOLUÇÃO DE UM SISTEMA LINEAR NxN UTILI_
UTILIZANDO-SE DO MÉTODO INTERATIVO DE GAUSS/JACOBI

*****
```

```
PROCEDURE RESOLVESIS2(A:MATRIZ;
                      B:linha;
                      N:integer;
                      var c0,c1,c2,c3:Real);
```

```
VAR X,Y,mult:linha;
    i,j,cont:integer;
    xerro,it,E,EPS,s,e1,m,chute:Real;
```

BEGIN

```
    it:=30000;
    chute:=1;
```

```
    for k:=1 to n-1 do
    begin
```

```
        for i:=(k+1) to N do
        begin
```

```
            if a[i,k]<>0 then
            begin
                m:=a[i,k]/a[k,k];
                a[i,k]:=0;
                for j:=(k+1) to N do
                    a[i,j]:=a[i,j]-m*a[k,j];
                b[i]:=b[i]-m*b[k];
            end;
```

```
        end;
```

```
    end;
```

```
FOR I:=1 TO N DO
```

```

X[I]:=CHUTE;

for i:=1 to N do
  mult[i]:=1/A[1,i];

cont:=0;
e:=1;
eps:=1e-20;

CLRSCR;
WRITELN('RESOLVENDO SISTEMA LINEAR:');
WRITELN;

while ((cont<=it) and (E>eps)) do

  begin
    y:=x;

    GOTOXY(1,10);WRITE(' ITERACOES : ',CONT);
    S:=0;
    for j:=2 to n do
      s:=s+A[1,j]*X[j];
      x[1]:=mult[1]*(B[1]-s);
    for i:=2 to n do
      begin
        s:=0;
        for j:=1 to n do
          begin
            if j<>i then s:=s+A[i,j]*X[j];
          end;
          x[i]:=mult[i]*(B[i]-s);
        end;

        e:=abs(Y[1]-X[1]);
        for i:=2 to n do
          begin
            E1:=abs(Y[i]-x[i]);
            if E<E1 then E:=E1
          end;
        gotoxy(1,15);writeln('ERRO : ',E);
        cont:=cont+1;
      end;
      c0:=X[1];
      c1:=x[2];
      c2:=x[3];
      c3:=x[4];

  end;

END;

```

PROCEDIMENTOS QUE AJUSTAM OS COEFICIENTES DOS POLINOMIOS
INTERPOLADORES PELO METODO DOS MINIMOS QUADRADOS.

```
procedure POLI2(B:LINHA;
               A:MATRIZ;
               X1,Y1:VETOR;
               VAR CO,C1,C2:REAL;
               N1:INTEGER);
```

```
VAR X,Y,K:INTEGER;
    C3:REAL;
```

```
BEGIN
```

```
  WRITELN('RESOLVENDO SISTEMA LINEAR:EXTRADORSO');
```

```
  C3:=0;
```

```
  FOR X:=1 TO 3 DO
```

```
    BEGIN
```

```
      FOR Y:=1 TO 3 DO
```

```
        A[X,Y]:=0;
```

```
      B[X]:=0;
```

```
    END;
```

```
  FOR K:=1 TO pmax DO
```

```
    BEGIN
```

```
      A[1,1]:=A[1,1]+1;
```

```
      A[1,2]:=A[1,2]+X1[K];
```

```
      A[1,3]:=A[1,3]+SQR(X1[K]);
```

```
      A[2,1]:=A[1,2];
```

```
      A[2,2]:=A[1,3];
```

```
      A[2,3]:=A[2,3]+SQR(X1[K])*X1[K];
```

```
      A[3,1]:=A[1,3];
```

```
      A[3,2]:=A[2,3];
```

```
      A[3,3]:=A[3,3]+SQR(X1[K])*SQR(X1[K]);
```

```
      B[1]:=B[1]+Y1[K];
```

```
      B[2]:=B[2]+Y1[K]*X1[K];
```

```
      B[3]:=B[3]+Y1[K]*SQR(X1[K]);
```

```
    END;
```

```
  RESOLVESIS2(A,B,3,CO,C1,C2,C3);
```

```
END;
```

```
procedure POLI2b(B:LINHA;
                 A:MATRIZ;
                 X1,Y1:VETOR;
                 VAR CO,C1,C2:REAL;
                 pmax,N1:INTEGER);
```

```

VAR X,Y,K:INTEGER;
    C3:REAL;

BEGIN

    WRITELN('RESOLVENDO SISTEMA LINEAR:EXTRADORSO');
    C3:=0;
    FOR X:=1 TO 3 DO
        BEGIN
            FOR Y:=1 TO 3 DO
                A[X,Y]:=0;
            B[X]:=0;
        END;

    FOR K:=pmax to n1 DO
        BEGIN
            A[1,1]:=A[1,1]+1;
            A[1,2]:=A[1,2]+X1[K];
            A[1,3]:=A[1,3]+SQR(X1[K]);
            A[2,1]:=A[1,2];
            A[2,2]:=A[1,3];
            A[2,3]:=A[2,3]+SQR(X1[K])*X1[K];
            A[3,1]:=A[1,3];
            A[3,2]:=A[2,3];
            A[3,3]:=A[3,3]+SQR(X1[K])*SQR(X1[K]);
            B[1]:=B[1]+Y1[K];
            B[2]:=B[2]+Y1[K]*X1[K];
            B[3]:=B[3]+Y1[K]*SQR(X1[K]);
        END;

    RESOLVESIS2(A,B,3,C0,C1,C2,C3);

END;

procedure POLI2c(B:LINHA;
    A:MATRIZ;
    X2,Y2:VETOR;
    VAR c0,c1,c2:REAL;
    pmin:INTEGER);

VAR X,Y,K:INTEGER;
    C3:REAL;

BEGIN

    existe:=false;
    WRITELN('RESOLVENDO SISTEMA LINEAR:INTRADORSO');
    C3:=0;
    FOR X:=1 TO 3 DO
        BEGIN
            FOR Y:=1 TO 3 DO
                A[X,Y]:=0;
            B[X]:=0;
        END;

```

```

FOR K:=1 to pmin DO
  BEGIN
    A[1,1]:=A[1,1]+1;
    A[1,2]:=A[1,2]+X2[K];
    A[1,3]:=A[1,3]+SQR(X2[K]);
    A[2,1]:=A[1,2];
    A[2,2]:=A[1,3];
    A[2,3]:=A[2,3]+SQR(X2[K])*X2[K];
    A[3,1]:=A[1,3];
    A[3,2]:=A[2,3];
    A[3,3]:=A[3,3]+SQR(X2[K])*SQR(X2[K]);
    B[1]:=B[1]+Y2[K];
    B[2]:=B[2]+Y2[K]*X2[K];
    B[3]:=B[3]+Y2[K]*SQR(X2[K]);
  END;

```

RESOLVESIS2(A,B,3,c0,c1,c2,c3);

END;

```

procedure POLI3(B:LINHA;
  A:MATRIZ;
  X2,Y2:VETOR;
  VAR C0,C1,C2,C3:REAL;
  pmin,N2:INTEGER);

```

VAR X,Y,K:INTEGER;

BEGIN

WRITELN('RESOLVENDO SISTEMA LINEAR:INTRADORSO');

C3:=0;

FOR X:=1 TO 4 DO

BEGIN

FOR Y:=1 TO 4 DO

A[X,Y]:=0;

B[X]:=0;

END;

FOR K:=pmin TO N2 DO

BEGIN

A[1,1]:=A[1,1]+1;

A[1,2]:=A[1,2]+X2[K];

A[1,3]:=A[1,3]+SQR(X2[K]);

A[1,4]:=A[1,4]+SQR(X2[K])*X2[K];

A[2,1]:=A[1,2];

A[2,2]:=A[1,3];

A[2,3]:=A[1,4];

A[2,4]:=A[2,4]+SQR(X2[K])*SQR(X2[K]);

A[3,1]:=A[2,2];

A[3,2]:=A[2,3];

A[3,3]:=A[2,4];

```

A[3,4]:=A[3,4]+SQR(X2[K])*SQR(X2[K])*X2[K];
A[4,1]:=A[3,2];
A[4,2]:=A[3,3];
A[4,3]:=A[3,4];
A[4,4]:=A[4,4]+SQR(X2[K])*SQR(X2[K])*SQR(X2[K]);
B[1]:=B[1]+Y2[K];
B[2]:=B[2]+Y2[K]*X2[K];
B[3]:=B[3]+Y2[K]*SQR(X2[K]);
B[4]:=B[4]+Y2[K]*SQR(X2[K])*X2[K];
END;

RESOLVESIS2(A,B,4,C0,C1,C2,C3);

```

END;

PROCEDIMENTOS QUE OBTÉM DETERMINADO PONTO y NAS CURVAS
DO AEROFOLIO, DADA UMA POSIÇÃO x.

```

function YEXTRA(a0,a1,a2,b0,b1,b2,xmax,x:real):real;

```

```

begin

```

```

  if x<xmax then
    YEXTRA:=extra(a0,a1,a2,x)
  else
    YEXTRA:=extra(b0,b1,b2,x);

```

```

end;

```

```

function YINTRA(c0,c1,c2,c3,d0,d1,d2,xmin,x:real):real;

```

```

begin

```

```

  if x<xmin then
    YINTRA:=EXTRA(d0,d1,d2,x)
  else
    Yintra:=intra(c0,c1,c2,c3,x);

```

```

end;

```

PROCEDIMENTO QUE DISCRETIZA AS CURVAS EM PAINÉIS

```

procedure DISCRETIZA(VAR PI1,PI2,PE1,PE2,TOTPAN:integer;
                    var P:Vetpan;
                    XMAX,XMIN,XFim:REAL);

```

```

var  cont,k:integer;
     X,Y,deltax:real;

```

```

begin

```

```

    TOTPAN:=PI1+PI2+PE1+PE2;

```

```

    deltax:=xmax/pe1;

```

```

    x:=0;

```

```

    CONT:=1;

```

```

    FOR k:=1 TO PE1 DO

```

```

        BEGIN

```

```

            Y:=yEXTRA(A0,A1,A2,B0,B1,B2,XMAX,X);

```

```

            P[CONT].X1:=X;

```

```

            P[CONT].Y1:=Y;

```

```

            X:=X+DELTAX;

```

```

            Y:=yEXTRA(A0,A1,A2,B0,B1,B2,XMAX,X);

```

```

            P[CONT].X2:=X;

```

```

            P[CONT].Y2:=Y;

```

```

            cont:=cont+1;

```

```

        END;

```

```

    deltax:=(XFim-xmax)/pe2;

```

```

    x:=Xmax;

```

```

    FOR k:=1 TO PE2 DO

```

```

        BEGIN

```

```

            Y:=yEXTRA(A0,A1,A2,B0,B1,B2,XMAX,X);

```

```

            P[CONT].X1:=X;

```

```

            P[CONT].Y1:=Y;

```

```

            X:=X+DELTAX;

```

```

            Y:=yEXTRA(A0,A1,A2,B0,B1,B2,XMAX,X);

```

```

            P[CONT].X2:=X;

```

```

            P[CONT].Y2:=Y;

```

```

            cont:=cont+1;

```

```

        END;

```

```

    deltax:=(XFim-xmin)/pi2;

```

```

    x:=xfim;

```

```

FOR k:=1 TO Pi2 DO
  BEGIN
    Y:=y intra(c0,c1,c2,c3,d0,d1,d2,Xmin,X);
    P[CONT].X1:=X;
    P[CONT].Y1:=Y;
    X:=X-DELTAX;
    Y:=y intra(c0,c1,c2,c3,d0,d1,d2,XMin,X);
    P[CONT].X2:=X;
    P[CONT].Y2:=Y;
    cont:=cont+1;
  END;

```

```

deltax:=(xmin)/pi1;
x:=xmin;
FOR k:=1 TO Pi1 DO
  BEGIN
    Y:=y intra(c0,c1,c2,c3,d0,d1,d2,Xmin,X);
    P[CONT].X1:=X;
    P[CONT].Y1:=Y;
    X:=X-DELTAX;
    Y:=y intra(c0,c1,c2,c3,d0,d1,d2,Xmin,X);
    P[CONT].X2:=X;
    P[CONT].Y2:=Y;
    cont:=cont+1;
  END;

```

end;

PROCEDIMENTO QUE ROTACIONA UM PAINEL

procedure ROTPAN(var P: Vetpan;

 alfa: real;
 N: integer);

var x1,x2,y1,y2,ang: real;
 k: integer;

begin

```

  for k:=1 to n do
    begin
      ang:=alfa;
      x1:=p[k].x1;
      y1:=p[k].y1;
      x2:=p[k].x2;
      y2:=p[k].y2;
      rot(x1,y1,ang);
    end
  end

```

```

    rot(x2,y2,ang);
    p[k].x1:=x1;
    p[k].y1:=y1;
    p[k].x2:=x2;
    p[k].y2:=y2;
end;
end;

```

FUNÇÃO QUE OBTÉM O ÂNGULO DA NORMAL DE UM PAINEL

```

function BETA(P:VetPan;
              k:integer):real;

```

```

VAR PI,X1,Y1,X2,Y2,FI:REAL;

```

```

begin

```

```

    pi:=4*arctan(1);
    x1:=p[k].x1;
    y1:=p[k].y1;
    x2:=p[k].x2;
    y2:=p[k].y2;
    writeln(k,x1,y1,x2,y2);
    resp:=readkey;
    fi:=arctan((x2-x1)/(y2-y1));
    beta:=fi+PI/2;

```

```

end;

```

INICIO DO PROGRAMA

```

BEGIN

```

ENTRADA DOS PONTOS TABELADOS DO PERFIL

```

CLRSCR;
writeln('DADOS GEOMETRICOS DO AEROFOLIO :');

```

```

writeln;
writeln('Deseja ler algum perfil do disco ?(s/n)');
resp:=readkey;

if upcase(resp)='S'
then

  { POR UM ARQUIVO DE DADOS }

begin
  gotoxy(1,5);write('NOME DO PERFIL:');readln(NOME);
  ASSIGN(ARQ,NOME+'.AER');
  RESET(ARQ);
  existe:=true;
  read(arq,aero);
  x1:=aero.x1;
  y1:=aero.y1;
  x2:=aero.x2;
  y2:=aero.y2;
  n1:=aero.n1;
  n2:=aero.n2;
  CLOSE(ARQ);

  ASSIGN(ARQ2,NOME+'.POL');
  IF IORESULT=0
  THEN
    BEGIN
      reset(arq2);
      READ(ARQ2,CUR);
      A0:=CUR.A0;
      A1:=CUR.A1;
      A2:=CUR.A2;
      B0:=CUR.B0;
      B1:=CUR.B1;
      B2:=CUR.B2;
      C0:=CUR.C0;
      C1:=CUR.C1;
      C2:=CUR.C2;
      C3:=CUR.C3;
      D0:=CUR.D0;
      D1:=CUR.D1;
      D2:=CUR.D2;
    END;
  end
else

  { MANUALMENTE }

begin
  gotoxy(1,5);write('NOME DO NOVO PERFIL:');readln(NOME);

  ASSIGN(ARQ,NOME+'.AER');
  REWRITE(arq);

```

```

CERTO:=FALSE;
WHILE CERTO=FALSE DO

BEGIN

gotoxy(1,7);WRITE('EXTRADORSO:');
gotoxy(1,9);WRITE('ENTRE COM O NUMERO DE PONTOS:');READLN(N1);
WRITELN;
gotoxy(10,11);write('X');
gotoxy(40,11);write('Y');
inic:=12;
CONT:=1;
for k:=1 to n1 do
begin
  GOTOXY(1,9);WRITE('ENTRE COM O PONTO ',K,' :
');
  GOTOXY(10,INIC+CONT);READ(X1[K]);
  GOTOXY(40,inic+CONT);READ(Y1[K]);;
  CONT:=CONT+1;
  if CONT>10
  then
  begin
    CONT:=1;
    for z:=13 to 24 do
    begin
      gotoxy(1,z);
      write('
      ');
    end;
  end;
  END;
  for z:=7 to 24 do
  begin
    gotoxy(1,z);
    write('
    ');
  end;
  gotoxy(1,7);WRITE('INTRADORSO:');
  gotoxy(1,9);WRITE('ENTRE COM O NUMERO DE PONTOS:');READLN(N2);
  WRITELN;
  gotoxy(10,11);write('X');
  gotoxy(40,11);write('Y');
  inic:=12;
  CONT:=1;
  for k:=1 to n2 do
  begin
    GOTOXY(1,9);WRITE('ENTRE COM O PONTO ',K,' :
    ');
    GOTOXY(10,inic+CONT);READ(X2[K]);
    GOTOXY(40,inic+CONT);READ(Y2[K]);
    CONT:=CONT+1;
    if CONT>10
    then
    begin
      CONT:=1;;
      for z:=13 to 24 do
      begin
        gotoxy(1,z);

```

```

        write('
        ');
    end;
end;
end;
GOTOXY(1,23);WRITE('OS DADOS ESTAO CERTOS ? (S/N)');
RESP:=READKEY;
IF UPCASE(RESP)='S'
    THEN CERTO:=TRUE;
    GOTOXY(1,23);WRITE(' ');
END;
end;

```

CALCULA A CORDA DO AEROFOLIO

```

CORDA:=SQRT(SQR(X1[1]-X1[N1])+SQR(Y1[1]-Y1[N1]));
FOR K:=1 TO N1 DO
    BEGIN
        X1[K]:=X1[K]/corda;
        Y1[K]:=Y1[K]/corda;
    end;
for k:=1 to n2 do
    begin
        X2[k]:=X2[k]/corda;
        Y2[k]:=Y2[k]/corda;
    end;

```

ESCREVE DADOS DO AEROFOLIO EM ARQUIVO

TEXT0.

```

assign(Arqg,'geom.Arqg');
rewrite(Arqg);
WRITELN(Arqg,'GEOMETRIA DO AEROFOLIO e DISCRETIZACAO :');
WRITELN(Arqg);
WRITELN(Arqg,'* AEROFOLIO : ',NOME);
writeln(arqg);
writeln(arqg,'* COORDENADAS DAS SUPERFICIES *');
writeln(arqg);
WRITELN(Arqg,'          EXTRADORSO          INTRADORSO ');
WRITELN(Arqg);
WRITELN(Arqg,'          Xe          Ye          Xi          Yi ');

```

```

FOR K:=1 TO N1 DO
  WRITELN(Arqg,(K/1):2:0,'      ',X1[K]:7:4,'      ',Y1[K]:7:4,'      ',X
2[k]:7:4,'      ',Y2[k]:7:4);

  writeln(arqg,char(12));

*****

LOCALIZA PONTOS EXTREMOS NO INTRADORSO
E NO EXTRADORSO

*****

min(y2,x2,n2,xmin,ymin,pmin);
max(y1,x1,n1,xmax,ymax,pmax);
writeln;
writeln('xmax = ',xmax);
writeln('ymax = ',ymax);
writeln('ponto= ',pmax);
writeln;
writeln('xmin = ',xmin);
writeln('ymin = ',ymin);
writeln('ponto= ',pmin);
writeln;

*****

FAZ INTERPOLAÇÃO POLINOMIAL, DESENHA NO VIDEO
O AEROFOLIO E GRAVA COEFICIENTES EM ARQUIVO

*****

writeln('Quer fazer a interpolacao ?(S/N)');

resp:=readkey;
if upcase(resp)='S' then
  begin
    POLI2(B,A,X1,Y1,A0,A1,A2,FMAX);
    POLI2B(B,A,X1,Y1,B0,B1,B2,FMAX,N1);
    poli2c(B,A,X2,Y2,d0,d1,d2,pmin);
    poli3(B,A,X2,Y2,c0,C1,C2,C3,pmin,n2);
  end;

PLOTA(n1,n2,x1,x2,y1,y2,a0,a1,a2,b0,b1,b2,c0,c1,c2,c3,d0,d1,d2);

ASSIGN(ARQ,NOME+'.AER');
REWRITE(ARQ);

```

```
aero.x1:=x1;
aero.x2:=x2;
aero.y1:=y1;
aero.y2:=y2;
aero.n1:=n1;
aero.n2:=n2;
WRITE(ARQ,AERO);
CLOSE(ARQ);
```

```
ASSIGN(ARQ2,NOME+'.POL');
REWRITE(ARQ2);
CUR.A0:=A0;
CUR.A1:=A1;
CUR.A2:=A2;
CUR.B0:=B0;
CUR.B1:=B1;
CUR.B2:=B2;
CUR.C0:=C0;
CUR.C1:=C1;
CUR.C2:=C2;
CUR.C3:=C3;
CUR.D0:=D0;
CUR.D1:=D1;
CUR.D2:=D2;
WRITE(ARQ2,CUR);
CLOSE(ARQ2);
```

```
clrscr;
```

{ MOSTRA COEFICIENTES CALCULADOS DOS POLINOMIOS }

```
WRITE('* EXTRADORSO *');
WRITELN;
writeln('A0 = ',a0);
WRITELN('A1 = ',a1);
WRITELN('A2 = ',a2);
WRITELN;
WRITELN;
writeln('B0 = ',b0);
WRITELN('B1 = ',b1);
WRITELN('B2 = ',b2);
WRITELN;
WRITE('* INTRADORSO *');
writeln;
writeln('D0 = ',d0);
writeln('D1 = ',d1);
writeln('D2 = ',d2);
WRITELN;
writeln('C0 = ',c0);
WRITELN('C1 = ',c1);
WRITELN('C2 = ',c2);
WRITELN('C3 = ',c3);
```

ESCREVE COEFICIENTES EM ARQUIVO TEXTO

```
writeln(Arqq);
writeln(Arqq, '* COEFICIENTES DOS POLINOMIOS INTERPOLADORES: ');
writeln(Arqq);
WRITELN(Arqq, '* EXTRADORSO *');
WRITELN(Arqq);
WRITELN(Arqq, 'PARABOLA 1 :');
writeln(Arqq, 'A0 = ', a0:7:4);
WRITELN(Arqq, 'A1 = ', a1:7:4);
WRITELN(Arqq, 'A2 = ', a2:7:4);
WRITELN(Arqq);
WRITELN(Arqq, 'PARABOLA 2 :');
writeln(Arqq, 'B0 = ', b0:7:4);
WRITELN(Arqq, 'B1 = ', b1:7:4);
WRITELN(Arqq, 'B2 = ', b2:7:4);
WRITELN(Arqq);
WRITELN(Arqq, '* INTRADORSO *');
WRITELN(Arqq);
WRITELN(Arqq, 'PARABOLA 3 :');
writeln(Arqq, 'D0 = ', d0:7:4);
writeln(Arqq, 'D1 = ', d1:7:4);
writeln(Arqq, 'D2 = ', d2:7:4);
WRITELN(Arqq);
WRITELN(Arqq, 'CUBICA 1 :');
writeln(Arqq, 'C0 = ', c0:7:4);
WRITELN(Arqq, 'C1 = ', c1:7:4);
WRITELN(Arqq, 'C2 = ', c2:7:4);
WRITELN(Arqq, 'C3 = ', c3:7:4);
writeln(Arqq);
```

REPEAT

UNTIL KEYPRESSED;

DISCRETIZAÇÃO DOS PAINÉIS

```
CLRSCR;
writeln('DISCRETIZACAO:');
writeln;
writeln('* EXTRADORSO *');
writeln;
write('NUMERO de paineis no trecho 1 :');readln(PE1);
write('NUMERO de paineis no trecho 2 :');readln(PE2);
writeln;
writeln('* INTRADORSO *');
```

```
writeln;
write('NUMERO de paineis no trecho 1 :');readln(PI1);
write('NUMERO de paineis no trecho 2 :');readln(PI2);
writeln;
```

```
xf:=x1[n1];
```

```
DISCRETIZA(PI1,PI2,PE1,PE2,TOTPAN,P,XMAX,XMIN,Xf);
```

```
*****
```

RECONHECE PAINÉIS DO BORDO DE FUGA

```
*****
```

```
dados.F:=F;
dados.pfim:=pe1+pe2;
dados.numpan:=TOTPAN;
writeln('total de paineis :',totpan);
writeln('Ultimo painel      :',pe1+pe2);
CORDA:=SQRT(SQR(X1[1]-X1[N1])+SQR(Y1[1]-Y1[N1]));
```

```
*****
```

ESCREVE COORDENADAS DOS PAINÉIS EM ARQUIVO TEXTO

```
*****
```

```
WRITELN(Arqq);
WRITELN(Arqq,'* DISCRETIZACAO DOS PAINÉIS *');
WRITELN(Arqq);
```

```
FOR K:=1 TO TOTPAN DO
  BEGIN
```

```
    WRITE(Arqq,(K/1):2:0,' : ');
    WRITE(Arqq,'(',DADOS.P[K].X1:8:4,' , ');
    WRITE(Arqq,DADOS.p[K].Y1:8:4,' ) - ( ');
    WRITE(Arqq,DADOS.P[K].X2:8:4,' , ');
    WRITE(Arqq,DADOS.P[K].Y2:8:4,' )');
    WRITELN(Arqq);
```

```
  END;
```

```
  WRITELN(Arqq);
```

```
  WRITELN(Arqq,'CORDA : ',CORDA:6:4);
```

```
close(Arqq);
```

```
*****
```

GRAVA PAINÉIS EM ARQUIVO PARA USO POSTERIOR,COM O NOME
DO AEROFOLIO DISCRETIZADO

```
*****
```

```
assign(arq3, nome+'.DAT');  
rewrite(arq3);  
  writeln(arq3, DADOS.PFIM);  
  writeln(arq3, DADOS.NUMPAN);  
  FOR K:=1 TO TOTPAN DO  
    BEGIN  
      writeln(arq3, DADOS.P[K].X1);  
      writeln(arq3, DADOS.p[K].Y1);  
      writeln(arq3, DADOS.P[K].X2);  
      writeln(arq3, DADOS.P[K].Y2);  
    END;  
  writeln(arq3, CORDA);  
close(arq3);  
END.
```

PROGRAMA AEROFOLIO.PAS - CALCULO DO AEROFOLIO

PROGRAM AEROFOLIO;

USES CRT,GRAPH;

CONST NMAX=60;
 R=289;

DEFINE ESTRUTURA DE DADOS

TYPE

{ PAINÉIS }

panel=record
 x1:Double;
 y1:Double;
 x2:Double;
 y2:Double;
end;

VETOR =ARRAY[1..NMAX] OF Double;
MATRIZ =ARRAY[1..NMAX] OF VETOR;

vetpan=array[1..NMAX] of panel;

info=record
 p :vetpan;
 pfim :integer;
 numpan :integer;
end;

DEFINIÇÃO DAS VARIÁVEIS UTILIZADAS

VAR FL,z,K,I,J,NUMPAN,PFIM,LIN,numalta:INTEGER;
 Fpr,ALT,MACH,VO,TO,PO,DENSO,Xi1,Xj1,Yi1,Yj1,Xi2,Xj2,Yi2,Yj2,pi,GET

AI,BETAJ,

```

cxi,cyi,cxj,cyj,sinALFAi,cosALFAi,sinALFAj,cosALFAj,sj,M,
a1,b1,c1,d1,e1,t1,t2,L,CIRC,INTEGRAL,AUX2,ALFA,ALFA2,CORDA,CORDAi,
l,CL,np,
MI,CD,D,alfainic,alfafim,deltaa,CM,CM2,XCP,Vi,len,Def,deltacl
,deltacm,incidencia,cp,ef,efant,efmax,XcpM,numerador,denominador,t
eta,xis,deltax,
press:Double;
ARQ:TEXT;
ARQ2,1st:TEXT;
NOME:STRING;
DADOS:INFO;
RESP:CHAR;
P,paux:VETPAN;
B,X,AUX1,S,AA,CLIFT,COME,XP,V:VETOR;
A:MATRIZ;
Flap,acheiideal:boolean;

```

FUNÇÕES E PROCEDIMENTOS UTILIZADOS

FUNÇÃO QUE OBTÉM O ÂNGULO DA NORMAL DE
UM PAINEL

```

function BETA(F:VetPan;
             k,pfim:integer):Double;

```

```

VAR PI,X1,Y1,X2,Y2,F1:Double;

```

```

begin

```

```

    pi:=4*arctan(1);
    x1:=p[k].x1;
    y1:=p[k].y1;
    x2:=p[k].x2;
    y2:=p[k].y2;
    fi:=arctan((Y2-Y1)/(X2-X1));
    beta:=fi+PI/2;
    if (k>pfim) then beta:=PI+(fi+pi/2);

```

```

end;

```

PROCEDIMENTO QUE RESOLVE SISTEMA LINEAR PELO MÉTODO DE
GAUSS/JACOBI COM RELAXAÇÃO

```
PROCEDURE RESOLVESIS(A:MATRIZ;  
                    VAR B,RESP:veter;  
                    N:INTEGER);
```

```
VAR X,Y,mult,Z:veter;  
    i,j,cont:integer;  
    xerro,w,it,E,EPS,s,e1,m,chute:Double;
```

BEGIN

```
w:=(1-FI/n);  
it:=30000;  
chute:=v0;
```

```
FOR K:=1 TO N DO  
    Z[K]:=0;
```

```
for k:=1 to n-1 do  
begin
```

```
for i:=(k+1) to N do  
begin
```

```
if a[i,k] <> 0 then
```

```
begin
```

```
m:=a[i,k]/a[k,k];
```

```
a[i,k]:=0;
```

```
for j:=(k+1) to N do
```

```
    a[i,j]:=a[i,j]-m*a[k,j];
```

```
    b[i]:=b[i]-m*b[k];
```

```
end;
```

```
end;
```

```
end;
```

```
FOR I:=1 TO N DO  
    X[I]:=CHUTE;
```

```
for i:=1 to N do  
    mult[i]:=1/A[i,i];
```

```

cont:=0;
e:=1;
eps:=1e-20;

CLRSCR;
WRITELN('RESOLVENDO SISTEMA LINEAR:');

while ((cont<=it) and (E>eps)) do

begin
y:=x;

GOTOXY(1,10);WRITE('ITERACOES : ',CONT);
S:=0;
for j:=2 to n do
s:=s+A[1,j]*X[j];
x[1]:=mult[1]*(B[1]-s);
for i:=2 to n do
begin
s:=0;
for j:=1 to n do
begin
if j<>i then s:=s+A[i,j]*X[j];
end;
x[i]:=mult[i]*(B[i]-s);
end;

IF cont=1 then
begin
for k:=1 to n do
Z[k]:=X[k];
end;

if cont>1 then
begin
FOR K:=1 TO N DO
BEGIN
X[K]:=W*X[K]+(1-W)*Z[K];
Z[K]:=X[K];
END;
end;

e:=abs(Y[1]-X[1]);
for i:=2 to n do
begin
E1:=abs(Y[i]-X[i]);
if E<E1 then E:=E1
end;
gotoxy(1,15);writeln('ERRO : ',E);

```

```
cont:=cont+1;
end;
```

```
RESP:=X;
```

```
END;
```

```
*****
```

PROCEDIMENTO QUE ROTACIONA UM VETOR (u,v) EM ALFA
GRAUS.

```
*****
```

```
procedure ROT(var u,v:Double;
               alfa:Double);
```

```
var pi,xf,yf:Double;
```

```
begin
```

```
  pi:=4*arctan(1);
  alfa:=-alfa*(pi/180);
  xf:=u*cos(ALFA)-v*sin(ALFA);
  yf:=u*sin(alfa)+v*cos(alfa);
  u:=xf;
  v:=yf;
```

```
end;
```

```
*****
```

PROCEDIMENTO QUE DESENHA O AEROFOLIO UNINDO OS PONTOS
DE SEUS PAINÉIS

```
*****
```

```
procedure PLOT(P:Vetpan;N:integer);
```

```
var H0,NMAX,x0,y0,xf,yf,deltax,deltay,
    graphmode,graphdriver:integer;
    resp:char;
    as,c,X,Y,xr,yr,DX:Double;
    scl,scl,scl,scl,num,aa,Pathtodriver:string;
    r1,r2:word;
```

```
{#I GRAPH2.PAS}
```

```
BEGIN
```

```

getaspectratio(r1,r2);
as:=r1/r2;
writeln(as);
if as>(199/611) then as:=199/611;
NMAX:=300;
deltax:=30;
deltay:=100;
GRAPHDRIVER:=DETECT;
GRAPHMODE:=1;
PATHTODRIVER:='';
INITGRAPH(GRAPHDRIVER,GRAPHMODE,PATHTODRIVER);
SETTEXTSTYLE(2,0,4);
setlinestyle(0,1,4);
RECTANGLE(0,0,639,199);
setviewport(0,0,639,199,true);
c:=550/corda;
str(alfa:4:2,aa);
str(c1/Fpr:7:4,scl);
str(cd/Fpr:7:4,scd);
str((CM+CM2+DELTACH)/Fpr:7:4,scm);

str(xcp:7:4,sxcp);

clearviewport;
RECTANGLE(0,0,639,199);
OUTTEXTxy(240,5,'AEROFOLIO '+nome);
outtextxy(10,150,'Alfa: '+aa+' Graus');
outtextxy(10,160,'C1 : '+scl);
outtextxy(10,170,'Cd : '+scd);
outtextxy(10,180,'Cm : '+scm);
outtextxy(10,190,'Xcp : '+sxcp+' m');

for k:=1 to n do
begin
    x0:=trunc(P[k].x1*c)+deltax;
    y0:=-trunc(P[k].y1*c*as)+deltay;
    xf:=trunc(P[k].x2*c)+deltax;
    yf:=-trunc(P[k].y2*c*as)+deltay;

    line(x0,y0,xf,yf);

end;

RESP:='';
RESP:=READKEY;

rest.orecrtmode;
```

```
clrscr;
```

```
END;
```

```
*****
```

CALCULO DO COEFICIENTE DE ARRASTO AERODINAMICO (PRESSAO
+ FORMA) SEGUNDO TEORIA DA CHAPA PLANA EM ANGULO DE
ATAQUE.

```
*****
```

```
function CA(MI,d0,v0,alfa,c:Double):Double;
```

```
var VN,VT,T1,T2,t3,a,xcrit,ReC,ReX:Double;
```

```
begin
```

```
  a:=pi*alfa/180;
```

```
  Vn:=V0*SIN(A);
```

```
  Vt:=V0*cos(A);
```

```
  xcrit:=5*1e5*MI/(d0*vT*c);
```

```
  ReC:=(D0*vT*c)/MI;
```

```
  ReX:=(d0*vT*xcrit)/MI;
```

```
  t1:=0.074*(exp((1/5)*ln(1/ReC)));
```

```
  ca:=(SQR(SIN(A))+2*cos(A)*(t1-1700/ReC));
```

```
end;
```

```
*****
```

PROCEDIMENTO QUE CALCULA CONDIÇÕES TERMODINAMICAS DO
AR NO NIVEL DE CRUZEIRO DE ACORDO COM O MODELO DE ATMOS_
FERA PADRAO,TOMANDO COMO BASE CONDIÇÕES ISA AO NIVEL
DO MAR.

```
*****
```

```
PROCEDURE ISA ( VAR P,T,D,MI,alt:Double);
```

```
const ri =6379421;
```

```
  Ai =-6.5e-3;
```

```
  gi =9.8;
```

```
  mii=17.8964e-6;
```

```
pi=101325;
R=287.043;
ti=288;
```

```
var H:Double;
```

```
begin
```

```
  H:=alt*(1/(1+alt/ri));
  p:=pi*exp((-gi/(R*ti))*H);
  T:=Ti*(1+(Ai/Ti)*H);
  D:=p/(R*t);
  MI:=Mii*(exp((3/2)*ln(T/Ti)))*((Ti+110)/(T+110));
```

```
end;
```

```
*****
FUNÇÕES MATEMATICAS NAO IMPLEMENTADAS NA BIBLIOTECA
DO PASCAL.
```

```
*****
```

```
Function ACOS(x:Double):Double;
```

```
begin
```

```
  ACOS:=1.57079632679-x-(1/6)*x*x*x;
```

```
end;
```

```
FUNCTION ARCSIN(x:Double):Double;
```

```
begin
```

```
  ARCSIN:=x+(1/6)*x*x*x;
```

```
end;
```

```
*****
```

```
CALCULA ACRÉSCIMOS NOS COEFICIENTES DE SUSTENTAÇÃO E MOMENTO
CASO SE ADICIONE UM FLAP DE DIMENSÕES FINITAS NO BORDO DE FUGA
DO AEROFOLIO
```

```
*****
```

```
Procedure FLAPMOD(var DELTACL,DELTACM,corda,l,Def:Double);
```

```
var Pi,n,Ec,E,Fi:Double;
```

```
begin
```

```
PI:=4*arctan(1);
```

```
n:=Def*pi/180;
```

```
Ec:=1*cos(n);
```

```
E:=Ec/corda;
```

```
Fi:=acos((1-2*(1-E)));
```

```
DELTACL:=2*n*(PI-Fi+sin(Fi));
```

```
DELTACM:=(n/4)*(sin(2*Fi)-2*sin(Fi));
```

```
writeln;
```

```
writeln('Acrecimo de Cl : ',DELTACL:7:4);
```

```
writeln('Acrecimo de Cm : ',DELTACM:7:4);
```

```
resp:=readkey;
```

```
end;
```

```
*****
```

```
INICIO DO PROGRAMA
```

```
*****
```

```
begin
```

```
PI:=4*ARCTAN(1);
```

```
*****
```

```
SELECIONA O AEROFOLIO
```

```
*****
```

```
CLRSCR;
```

```
WRITELN('CALCULO DA SUSTENTACAO : ');
```

```
WRITELN;
```

```
WRITE('NOME DO AEROFOLIO: ');READLN(NOME);
```

```
WRITELN;
```

```
assign(arq,nome+'.DAT');
```

```
RESET(arq);
```

```
READLN(arq,DADOS.FFILM);
```

```
WRITELN('PAINEL FINAL : ',DADOS.FFILM);
```

```
READLN(ARO,DADOS.NUMPAN);
```

```

WRITELN('NUMERO DE PONTOS : ',DADOS.NUMPAN);
WRITELN;
FOR K:=1 TO DADOS.NUMPAN DO
  BEGIN
    WRITE((K/1):3:0,' ');
    READLN(ARQ,DADOS.P[K].X1);
    WRITE(DADOS.P[K].X1:7:4,' ');
    READLN(ARQ,DADOS.P[K].Y1);
    WRITE(DADOS.P[K].Y1:7:4,' ');
    READLN(ARQ,DADOS.P[K].X2);
    WRITE(DADOS.P[K].X2:7:4,' ');
    READLN(ARQ,DADOS.P[K].Y2);
    WRITELN(DADOS.P[K].Y2:7:4,' ');
  END;
READLN(ARQ,CORDA);

```

ALTERA O COMPRIMENTO DA CORDA,OU SEJA,AS PROPORÇÕES
DO AEROFOLIO.O ARQUIVO DE AEROFOLIOS JA APRESENTA
AS DIMENSÕES DESTES NORMALIZADAS,OU SEJA,COM CORDA
DE COMPRIMENTO UNITARIO.

```

cordai:=corda;
writeln;
writeln('CORDA : ',corda:7:4,' m');
writeln;
write('Deseja alterar o comprimento da corda ? (S/N)');
resp:=readkey;
if UPCASE(ESP)='S'
  then
    begin
      writeln;
      write('Novo comprimento de corda : ');read(corda);
      writeln;
      write('Novas coordenadas dos paineis:');
      writeln;

      for k:=1 to DADOS.NUMPAN do
        begin
          DADOS.P[k].X1:=DADOS.P[k].X1*corda/cordai;
          DADOS.P[k].Y1:=DADOS.P[k].Y1*corda/cordai;
          DADOS.P[k].X2:=DADOS.P[k].X2*corda/cordai;
          DADOS.P[k].Y2:=DADOS.P[k].Y2*corda/cordai;
          np:=(k/1);
          WRITE(np:3:0,' ');
          WRITE(DADOS.P[K].X1:7:4,' ');
          WRITE(DADOS.P[K].Y1:7:4,' ');
          WRITE(DADOS.P[K].X2:7:4,' ');

```

```

        WRITELN(DADOS.P[K].Y2:7:4,' ');
    end;
end;

close(arq);

RESP:=READKEY;

*****

    ENTRADA DAS CONDIÇÕES DE PROJETO

*****

    CLRSCR;
    writeln('* DADOS INICIAIS *');
    writeln;
    write('NIVEL DE VOO DE CRUZEIRO      ');readln(FL);

    write('VELOCIDADE INDICADA DE CRUZ. [Kt]:');readln(V0);

*****

    CALCULO DAS CONDIÇÕES TERMODINAMICAS

    DO AR E OUTROS PARAMETROS

*****

    ALT:=f1*100/3.2808;
    ISA(PO,TO,DENS0,MI,ALT);
    Vi:=v0*0.5144;
    v0:=v0*0.5144*sqrt(1.225/Dens0);
    q:=0.5*dens0*sqr(v0);
    MACH:=V0/SQRT(1.4*287.403*TO);
    FPr:=SQRT(1-SQR(MACH));

*****

    IMPRESSAO DOS RESULTADOS

*****

    writeln;
    writeln('* CONDIÇÕES DO AR AO LONGE *');
    writeln;
    writeln('ALTITUDE DE CRUZEIRO :',ALT:6:0,' m');
    writeln('PRESSAO ESTATICA      :',PO:10:4,' Pa');

```

```
writeln('TEMPERATURA ESTATICA : ',t0:10:4,' K');
writeln('VISCOSIDADE ABSOLUTA : ',Mi:10:7,' N*s/m2');
writeln('DENSIDADE : ',dens0:10:4,' kg/M3');
writeln('VELOCIDADE INDICADA : ',Vi:10:4,' m/s');
writeln('VELOCIDADE AERODINAM.: ',VO:10:4,' m/s');
writeln;
writeln('PRESSAO DINAMICA : ',Q:10:4,' Pa');
writeln('PRESSAO TOTAL : ',(Q+p0):10:4,' Pa');
writeln;
writeln('NUMERO DE REYNOLDS : ',(dens0*v0*corda/Mi):15:2);
writeln('NUMERO MACH : ',MACH:6:4);
writeln('FATOR DE PRANDTL : ',FFr:6:4);
writeln;
writeln('* DADOS PARA AVALIACAO *');
writeln;
```

SELEÇÃO DA FAIXA DE ANGULOS DE ATAQUE
PARA O CALCULO.

```
WRITE('ANGULO DE ATAQUE INICIAL: ');READLN(ALFAINI);
WRITE('ANGULO DE ATAQUE FINAL : ');READLN(ALFAFIM);
writeln;
```

INCLUI EFEITO DE FLAP SE
DESEJADO.

```
Clrscr;
deltacl:=0;
deltacm:=0;
writeln('Deseja efeito de FLAP ? (S/N)');
resp:=readkey;
Flap:=False;
CORDAi:=CORDA;
```

```
if UPCASE(Resp)='S' Then
begin
    writeln;
    write('COMPRIMENTO DO FLAP [m] : ');Readln(len);
    write('DEFLEXAO [Graus] : ');Readln(Def);
```

CALCULA ANGULO DE ATAQUE E CORDA EFETIVA ,DEVIDO
A PRESENCIA DO FLAP.

nflap:=true;

Def:=def*pi/180;

FLAPMOD(DELTA CL, DELTA CM, Corda, len, def);

alfa:=0;

CORDA:=sqrt((2*sqr(len)-2*corda*len+sqr(corda)+2*len*(corda-len)*c

s(Def)));

ALFA :=ALFA+arcsin((len/corda)*sin(def));

writeln('NOVA CORDA : ',corda:7:4,' m');

writeln('ACRECIMO NO ANGULO DE ATAQUE : ',ALFA*180/pi:7:4,' Graus');

resp:=readkey;

end;

{ DEFINE INCREMENTO DE ANGULO DE ATAQUE }

numalfa:=20;

deltaA:=(ALFAfim-ALFAinic)/NUMALFA;

ALFA:=ALFAINIC;

assign(1st,'AEROF.1st');

rewrite(1st);

writeln(1st,'CALCULO DA SUSTENTACAO e ARRASTO PARA O AEROFOLIO '+nome)

writeln(1st);

writeln(1st,' Numero de paineis : ',dados.numpan);

writeln(1st,' Corda : ',corda:6:4,' m');

if flap=true then

begin

GRAVA RESULTADOS DO USO DO FLAP EM ARQUIVO

TEXT0.

writeln(1st);

```

        writeln(1st,' FLAP : Tipo Fowler');
        writeln(1st);
        writeln(1st,' Comprimento           : ',len:7:4,' m');
        writeln(1st,' Deflexao             : ',def*180/pi:7:4,' G
aus');
        writeln(1st,' Nova corda           : ',Corda:7:4,' m');
        writeln(1st,' Acrecimo no Angulo de ataque : ',arcsin((len/corda)
sin(def))*180/PI:7:4,' Graus');
        end;

```

GRAVA RESULTADOS DE CALCULO INICIAL EM ARQUIVO TEXTO

```

        writeln(1st);
        writeln(1st,' * CONDIC0ES DO AR AO LONGE *');
        writeln(1st);
        writeln(1st,' ALTITUDE DE CRUZEIRO : ',ALT:6:0,' m');
        writeln(1st,' PRESSAO ESTATICA     : ',P0:10:4,' Pa');
        writeln(1st,' TEMPERATURA ESTATICA : ',T0:10:4,' K');
        writeln(1st,' VISCOSIDADE ABSOLUTA : ',M1:10:7,' N*s/m2');
        writeln(1st,' DENSIDADE           : ',dens0:10:4,' kg/m3');
        writeln(1st,' VELOCIDADE INDICADA  : ',V1:10:4,' m/s');
        writeln(1st,' VELOCIDADE AERODINAM.: ',VO:10:4,' m/s');
        writeln(1st);
        writeln(1st,' PRESSAO DINAMICA     : ',Q:10:4,' Pa');
        writeln(1st,' PRESSAO TOTAL        : ',(Q+p0):10:4,' Pa');
        writeln(1st);
        writeln(1st,' NUMERO DE REYNOLDS   : ',(dens0*VO*corda/M1):15:2);
        writeln(1st,' NUMERO MACH          : ',MACH:6:4);
        writeln(1st,' FATOR DE PRANDTL     : ',fPr:6:4);
        writeln(1st);

```

CLRSR;

P:=DADOS.P;

NUMPAN:=DADOS.NUMPAN;

PFIM:=DADOS.PFIM;

{ IMPRIME CABECALHO PARA A TABELA DE RESULTADOS NO ARQ. TEXTO }

```

        writeln(1st);
        writeln(1st,' * RESULTADOS OBTIDOS *');
        writeln(1st);
        writeln(1st,' ANG.AT.   CIRCULACAO  SUSTENTACAO  ARRASTO  MOMENTO  CL
D      CM      Xcp      ');
        writeln(1st,' [Graus]  [m2/seg]    [N/m]         [N/m]      [Nm/m]
        [m]   ');
        writeln(1st);

        acheiideal:=false;

        ef:=0;

```

```
efant:=0;  
incidencia:=0;
```

```
*****
```

ROTACIONA AEROFOLIO ATE ANGULO DE ATAQUE INICIAL

```
*****
```

```
FOR K:=1 TO NUMPAN DO  
  BEGIN  
    ROT(P[K].X1,P[K].Y1,alfainic);  
    ROT(P[K].X2,P[K].Y2,alfainic);  
  END;
```

```
*****
```

MÉTODO DO PAINÉIS DE VORTICES

LOOP PRINCIPAL

```
*****
```

```
*****
```

```
for z:=1 to numalfa+1 do
```

```
begin
```

```
FOR I:=1 TO NUMPAN DO
```

(MONTA A MATRIZ DE INFLUENCIA DE VORTICES)

```
BEGIN
```

```
*****
```

CARACTERISTICAS GEOMETRICAS DE CADA PAINEL
DE CONTROLE (1)

```
*****
```

```
X11:=F[I].X1;
```

```

X12:=P[I].X2;
Y11:=P[I].Y1;
Y12:=P[I].Y2;
CX1:=(X11+X12)/2;
CY1:=(Y11+Y12)/2;
BETA1:=BETA(P,I,PFIM);
COSALFA1:=sin(BETA1);
SINALFA1:=-cos(BETA1);
B[I]:=VO*COS(BETA1);

FOR J:=NUMPAN DOWNT0 1 DO
  BEGIN

    *****

    CARACTERISTICAS GEOMETRICAS DE CADA PAINEL
    DE INFLUENCIA (J)

    *****

    XJ1:=P[J].X1;
    XJ2:=P[J].X2;
    YJ1:=P[J].Y1;
    YJ2:=P[J].Y2;
    CXJ:=0.254*(3*XJ2+XJ1);
    CYJ:=0.254*(3*YJ2+YJ1);
    SJ:=sqrt(sqrt(XJ2-XJ1)+sqrt(YJ2-YJ1));
    S[J]:=SJ;
    BETAJ:=BETA(P,J,PFIM);

    *****

    CALCULA OS COEFICIENTES DE INFLUENCIA

    *****

    A1:=-(CX1-XJ1)*cosALFA1-(CY1-YJ1)*sinALFA1;
    B1:=sqrt(CX1-XJ1)+sqrt(CY1-YJ1);
    C1:=-(sinALFA1*cosALFA1+cosALFA1*cosALFA1);
    D1:=(CX1-XJ1)*cosALFA1+(CY1-YJ1)*sinALFA1;
    E1:=sqrt(B1-sqrt(A1));
    T1:=(C1/2)*LN((SQRT(SJ)+2*A1*SJ+B1)/B1);
    T2:=((D1-A1*C1)/E1)+(ARCTAN((SJ+A1)/E1)-ARCTAN(A1/E1));
    INTEGRAL:=T1+T2;

    A[I,J]:=INTEGRAL*(1/(2*PJ));

  END;
END;
```

APLICA A CONDIÇÃO DE KUTTA NO BORDO DE FUGA

```

LIN:=pfim;
FOR J:=1 TO NUMPAN do
  begin
    if j=lin then
      begin
        a[lin,j]:=1;
        b[j]:=0;
      end;
    if (j=lin+1) then a[lin,j]:=1;
    if((j<lin) or (j>lin+1)) then a[lin,j]:=0;
  end;

```

RESOLVE SISTEMA LINEAR

```

resolvesis(A,B,X,numpan);

```

CALCULA GRANDEZAS AERODINAMICAS

```

CIRC:=0;

```

```

M:=0;

```

```

for k:=1 to numpan do
  CIRC:=CIRC+X[K]*S[K];

```

{ SUSTENTAÇÃO }

```

L:=DENSO*YO*CIRC;

```

```

CL:=(L/(corda*B)+deltacl)/Epr;

```

{ ADICIONA EFEITO DO FLAP }

```

if flap=true then

```

```

  begin

```

```

    CORDA:=sqrt((2*sqr(len)-2*corda*len+sqr(corda)+2*len*(corda-len)*c

```

```

os(Def)));

```

```

    ALFA2 :=ALFA+arcsin((len/corda)*sin(def));
end
else

    { ARRASTO }

    alfa2:=alfa;
    CD:=CA(MI,dENSO,v0,alfa2,CORDA)/Fpr;
    D:=CD*Q*CORDA;

    for k:=1 to NUMPAN do
        V[k]:=abs(X[k]);

    numerador:=0;
    denominador:=0;

    { CENTRO DE PRESSAO }

    for k:=1 to numpan do
        begin
            cp:=(1-sqr(V[k]/v0))/Fpr;

            theta:=arctan((P[k].y2-p[k].y1)/(p[k].x2-p[k].x1));
            press:=(p0+cp*0.5*dens0*sqr(v0))*cos(Theta);

            XIS:=0.25*(P[k].x1+3*P[k].x2);
            if k=1 then
                deltax:=XIS
            else
                deltax:=abs(XIS-0.25*(P[k-1].x1+3*P[k-1].x2));

            denominador:=denominador+press*deltax;
            numerador:=numerador+press*xis*deltax;

        end;

        xcp:=(numerador/denominador)/2;

    { RECONHECE ANGULO DE MELHOR EFICIENCIA AERODINAMICA }

    EF:=CL/CD;

    if EF>=Efant then
        begin
            EFmax:=EF;

```

```

    incidencia:=alfa;
    XcpM :=Xcp;
    Paux :=p;
end;
EFANT:=ef;

```

```

{ MOMENTO }

```

```

M:=- (xcp*c1*corda);
cm:=M/(q*sqrt(corda));

cm2:=- (cm+c1/(4*corda));

```

```

{ IMPRIME RESULTADOS OBTIDOS NO ARQUIVO TEXTO }

```

```

write(1st,ALFA:6:2,' ',CIRC:10:2,' ',L:10:2,' ',D:10:2,' ');
WRITELN(1st,M:10:2,' ',CL:5:3,' ',CD:5:3,' ',(CM2/deltaCM):5:3,' ');
Xcp:6:4);

```

```

CLIFT[z]:=CL;
AA[z]:=ALFA;

```

```

{ DESENHA AEROFOLIO }

```

```

PLOT(F,NUMPAN);

alfa:=alfa+deltaa;

```

```

{ RODA AEROFOLIO NO INCREMENTO DE ANGULO }

```

```

FOR k:=1 TO NUMPAN DO
  BEGIN
    ROT(P[K].X1,P[K].Y1,deltaa);
    ROT(P[K].X2,P[K].Y2,deltaa);
  END;

```

```

end;

```

```

*****

```

IMPRIME DISTRIBUIÇÃO DE PRESSÕES PARA O ÂNGULO DE MELHOR

EFICIENCIA AERODINAMICA

```

WRITELN(LST);
WRITELN(LST);
writeln(lst,'MELHOR EFICIENCIA AERODINAMICA : ( ÂNGULO DE INCIDENCIA OTIMO )');
writeln(lst);
writeln(lst,'E      = ',EFmax:7:4,' em ALFA = ',incidencia:7:4,' Graus');
writeln(lst,'Xcp   = ',XCPM:7:4,' m');
WRITELN(LST);
writeln(lst,'DISTRIBUICAO DE PRESSAO NOS PAINELIS: ( Alfa = ',INCIDENCIA:7:4,' Graus)');
WRITELN(LST);
writeln(lst,'PAINEL  COORDENADAS DO PAINEL      Xcp[i]  V [ m/S ]    Cp      p [ MPa ] ');
WRITELN(LST);

```

```

WRITELN(LST);
q:=0.5*Dens0*sqr(v0);

```

```

numerador:=0;
denominador:=0;

```

```

for k:=1 to numpan do
  begin

```

CALCULO DE CP e p PARA CADA PAINEL

```

ROT(Paux[K].X1,Paux[K].Y1,-incidencia);
ROT(Paux[K].X2,Paux[K].Y2,-incidencia);
cp:=(1-sqr(V[k]/v0))/Fpr;
press:=(p0+cp*0.5*dens0*sqr(v0));
write(lst,(k/1):2:0,'      (' ,paux[k].x1:5:2,' ,',paux[k].y1:5:2,' ; ',paux[k].x2:5:2,' ,',paux[k].y2:5:2,' ) ');
writeln(lst,0.25*(Paux[k].x1+3*Paux[k].x2):5:2,'

```

```

',V[k]:8:4,' ',cp:8:4,' ',(PRESS)/100000:7:4);

```

```

end;

```

```

clrscr;

```

IMPRESSAO DOS RESULTADOS EM UMA TABELA EM ARQUIVO

TEXTO

```
writeln('MELHOR EFICIENCIA AERBDINAMICA : ( ANGULO DE INCIDENCIA OTIMO )');
writeln;
writeln('E      = ',EFmax:7:4,' em ALFA = ',incidencia:7:4,' Graus');
writeln('Xcp = ',XCPm:7:4,' m');
WRITELN;
resp:=readkey;
writeln('DISTRIBUICAO DE PRESSAO NOS PAINES: ( Alfa = ',INCIDENCIA:7:4,' Graus)');
writeln;
writeln('PAINEL  COORDENADAS DO PAINEL      Xcp[i]  V [ m/S ]      Cp      p [ MPa ] ');
WRITELN;

for k:=1 to numpan do
begin
  cp:=(1-sqr(V[k]/v0))/Fpr;
  write((k/1):2:0,'      (' ,paux[k].x1:5:2,' ,',paux[k].y1:5:2,' ; ',paux[k].x2:5:2,' ,',paux[k].y2:5:2,' ) ');
  press:=(p0+cp*0.5*dens0*sqr(v0));
  writeln(0.25*(Paux[k].x1+3*Paux[k].x2):5:2,' ',V[k]:8:4,' ',cp:8:4,' ',(PRESS)/100000:7:4);
end;

resp:=readkey;

clrscr;

CLOSE(LST);

*****

GRAVA CURVA CL x ALFA EM ARQUIVO PARA USO

NO PROXIMO MODULO

*****

assign(arq2,nome+'.CUR');
rewrite(arq2);
  writeln(arq2,numalfa);
  for k:=1 to NUMALFA do
  begin
    write(arq2,AA[k]);
    write(arq2,CLIFT[k]);
    writeln(arq2);
  end;

CLOSE(ARQ2);
end.
```

```

*****

PROGRAMA ASA.PAS - CALCULO DE ASAS FINITAS TRAPEZOIDAIS

*****

program ASA;

uses crt;

*****

DEFINIÇÃO DA ESTRUTURA DE DADOS

E VARIÁVEIS DO PROGRAMA

*****

type vetor=array[1..40] of Double;
    matriz=array[1..40] of Vetor;

var CLO,ALFA0,slope,W,corde,L,D1,q,p0,t0,v0,d0,y,Lc,CL,CDi,d,t,D2,m,FI,E,Bi,Ai,Ch,b,cr,ct,s,
    VOi,Mr,My,CMr,CMY,MACH,BETA,alfaef,Df,cdf,a0,a1,a2,ar,tw,a,a1r,a10,M1,FL,z,
    len,def,esti,estf,deltacl,CMA:Double;
    N,f,nmax,i1,R,i,j,k:integer;
    bx,AA,C,Bn,v,x:veto;
    Ax,Ma,U,mAIN:Matriz;
    resp:char;
    nome:string;
    arq,lst:text;
    certo,flap:boolean;

*****

PROCEDIMENTOS E FUNÇÕES

*****

*****

FUNÇÕES INEXISTENTES NA BIBLIOTECA DO PASCAL

*****

FUNCTION ACS(x:Double):Double;

BEGIN

```

ACOS:=1.5708-X-(1/6)*X*X*X;

END;

FUNCTION ARCSIN(x:Double):Double;

begin

ARCSIN:=X+(1/6)*X*X*X;

end;

FUNÇÃO QUE CALCULA CORDA MEDIA GEOMETRICA
DE UMA ASA TRAPEZOIDAL

FUNCTION YCORD(C,Cr,Ct,b:Double):Double;

begin

if cr=ct then

begin

Ycord:=b/2;

end

else

YCORD:=(C-Cr)*b/(Cr-Ct);

end;

FUNÇÃO QUE APROXIMA POR UMA RETA A CURVA CL x ALFA
DE UM DETERMINADO AEROFOLIO

procedure RETA (var B:VETOR;

var A:MATRIZ;

X1,Y1:VETOR;

VAR C0,C1:Double;

N:INTEGER);

VAR X,Y,K:INTEGER;

C3,BET,N1,N2:Double;

```

BEGIN

CLRSCR;
WRITELN('RESOLVENDO SISTEMA LINEAR:EXTRADORSO');
C3:=0;
FOR X:=1 TO 3 DO
  BEGIN
    FOR Y:=1 TO 3 DO
      A[X,Y]:=0;
      B[X]:=0;
    END;

FOR K:=1 TO N DO
  BEGIN
    A[1,1]:=A[1,1]+1;
    A[1,2]:=A[1,2]+X1[K];
    A[2,1]:=A[1,2];
    A[2,2]:=A[2,2]+sqr(X1[K]);
    B[1]:=B[1]+Y1[K];
    B[2]:=B[2]+Y1[K]*X1[K];
  END;

DET:=A[1,1]*A[2,2]-A[2,1]*A[1,2];
N1:=b[1]*A[2,2]-b[2]*A[1,2];
n2:=A[1,1]*B[2]-A[2,1]*B[1];

C0:=N1/DET;
C1:=N2/DET;

END;

#####

PORCEDIMENTO QUE RESOLVE SISTEMA LINEAR PELO METODO DE
GAUSS/JACOBI

#####

```

```

PROCEDURE RESOLVESIS(A:MATRIZ;
                     VAR B,RESP:votor;
                     N:INTEGER);

VAR X,Y,mult:votor;
    i,j,cont:integer;
    xerro,it,E,EPS,s,e1,w,chute:Double;

BEGIN

  it:=30000;

```

```

        chute:=1;

    for k:=1 to n-1 do
    begin

        for i:=(k+1) to N do
        begin

            if a[i,k]<>0 then
            begin
                m:=a[i,k]/a[k,k];
                a[i,k]:=a[i,k]-m*a[k,k];
                for j:=(k+1) to N do
                    a[i,j]:=a[i,j]-m*a[k,j];
                b[i]:=b[i]-m*b[k];
            end;

        end;

    end;

FOR I:=1 TO N DO
    X[I]:=CHUTE;

for i:=1 to N do
    mult[i]:=1/A[i,i];

cont:=0;
e:=1;
eps:=1e-20;

CLRSCL;
WRITELN('RESOLVENDO SISTEMA LINEAR:');

while ((cont<=it) and (E>eps)) do

    begin
        y:=x;

        GOTOXY(1,10);WRITE('ITERACOES : ',CONT);
        S:=0;
        for j:=2 to n do
            s:=s+A[i,j]*X[j];
            x[i]:=mult[i]*(B[i]-s);
        for i:=2 to n do
            begin
                s:=0;
                for j:=1 to n do
                    begin
                        if j<>i then s:=s+A[i,j]*X[j];
                    end;
                x[i]:=mult[i]*(B[i]-s);
            end;
    end;

```

```

end;

e:=abs(Y[i]-X[i]);
for i:=2 to n do
begin
  E1:=abs(Y[i]-x[i]);
  if E<E1 then E:=E1
end;
gotoxy(1,15);writeln('ERRO : ',E);
cont:=cont+1;
end;
RESP:=X;

```

END;

FUNÇÃO QUE CALCULA O COEFICIENTE DE ARRASTO AERODINAMICO

(PRESSÃO + FRICÇÃO) LOCAL EM UMA ASA

function Cf(MI,d0,v0,alfa,c:Double):Double;

var VN,VT,T1,T2,t3,a,xcrit,ReC,ReX:Double;

begin

```

a:=pi*alfa/180;
Vn:=V0*SIN(A);
Vt:=V0*cos(a);
xcrit:=5*1e5*MI/(d0*vt*c);
ReC:=(d0*vt*c)/MI;
ReX:=(d0*vt*xcrit)/MI;
t1:=0.074*(exp((1/5)*ln(1/ReC)));
cf:=SQR(SIN(A))+2*cos(a)*(t1-1700/ReC);

```

end;

PROCEDIMENTO QUE CALCULA INFLUENCIA DE UM FLAP NA CORDA

E NO ANGULO DE ATAQUE LOCAL EM UMA ASA.

procedure FLAPCALC(var def,len,corde,ALFA:Double);

```

var fi,Ec,E:Double;

begin

  corda:=sqrt(2*sqr(len)-2*corda*len+sqr(corda)+2*len*(corda-len)*cos(def));
  alfa :=alfa+arcsin((len/corda)*SIN(def));

end;
```

FUNÇÃO QUE CALCULA O COEFICIENTE DE ARRASTO TOTAL EM UMA ASA
POR INTEGRAÇÃO PELO METODO DOS TRAPEZIOS.

```
function CA(Air,Ai0,Tw,Cr,Ct,v0,D0,M1,b,S,DeltaCl:Double):Double;
```

```
const n=100;
```

```
var y,h,Int,Bi,Ai,Ch,f,pi:Double;
    i:integer;
```

```
begin
```

```
  Pi:=4*arctan(1);
```

```
  Int:=0;
```

```
  h:=b/n;
```

```
  for i:=1 to n do
```

```
    begin
```

```
      Bi:=i*Pi/180;
```

```
      Ai:=(Air+Tw*cos(Bi)-Ai0)*Pi/180;
```

```
      Ch:=Cr-(Cr-Ct)*cos(Bi);
```

```
      Y:=B*cos(Bi);
```

```
      if ((y>=esti) and (y<=estf) and (flap=true)) then
        FLAPCALC(def,len,Ch,Ai);
```

```
      f:=Ch*Cf(M1,d0,v0,Ai,Ch);
```

```
      if ((i<>1) and (i<>N)) then Int:=Int+2*f;
```

```
      if ((i=1) or (i=N)) then Int:=Int+f;
```

```
    end;
```

```
    Int:=(h/4)*Int;
```

```
    CA:=Int/S;
```

```
end;
```

PROCEDIMENTO QUE CALCULA CONDIÇÕES TERMODINAMICAS DO AR

EM DETERMINADO NIVEL DE VOO DE ACORDO COM O MODELO DE
ATMOSFERA PADRAO.

#####

PROCEDURE ISA (VAR P,T,D,MI,Z:Double);

```
const ri =6379421;
      Ai =-6.5e-3;
      g1 =9.8;
      mii=17.8964e-6;
      pi=101325;
      R=287.043;
      ti=288;
```

var H:Double;

begin

```
H:=z*(1/(1+z/ri));

p:=pi*exp((-g1/(R*ti))*H);

T:=Ti*(1+(Ai/Ti)*H);

D:=p/(R*t);

MI:=Mii*(exp((3/2)*ln(T/Ti)))*((Ti+110)/(T+110));
```

end;

#####

FUNÇÃO QUE CALCULA A CORDA MÉDIA AERODINÂMICA EM UMA ASA

#####

function CHAER(Cr,Ct,b:double):double;

```
var y, corda, h, S, l:double;
    n, k:integer;
```

begin

```
N:=1000;
h:=b/N;
l:=0;
```

for k:=0 to n do

```

begin
y:=(k/N)*b;
corda:=cr-((cr-ct)/b)*y;

if ((k=0) or (k=n)) then
  l:=l+corda*corda;
if ((K>0) and (K<N)) then
  l:=l+2*corda*corda;
end;

l:=l*h/2;
S:=(Cr+Ct)*b/2;

CMAER:=l/S;

end;

```

```

#####

```

INICIO DO PROGRAMA

```

#####

```

```

begin

```

```

#####

```

SELECIONA AEROFOLIO A SER UTILIZADO NA ASA, CARREGANDO

CURVA CL X ALFA GERADA NO MODULO ANTERIOR.

```

#####

```

```

clrscr;
writeln('CALCULO DE SUSTENTACAO EM UMA ASA TRAPEZOIDAL :');
writeln;
writeln('Deseja ler algum perfil do disco ?(S/N)');
RESP:=readkey;
If UPCase(RESP)='S' then
begin

```

```

  WRITELN;
  WRITE('NOME DO PERFIL : '); READLN(NOME);
  WRITELN;
  assign(arq,nome+'.CUR');
  reset(arq);
  readln(arq,N);
  WRITELN;
  WRITELN(N);
  WRITELN;
  for k:=1 to N do
  begin

```

```

        read(arq,AA[k]);
        read(arq,C[k]);
        readLN(arq);
        WRITELN((k/1):2:0,' ',aa[K],' ',c[k]);
    end;
    RESP:=READKEY;
    close(arq);

end
else
begin

certo:=false;

while certo=false do
begin

    Clrscr;

    write('NOME DO PERFIL :');Readln(nome);
    writeln;
    write('Numero de pontos a tabelar : ');Readln(N);
    writeln;
    for k:=1 to N do
    begin
        write((k/1):2:0,' : ');
        write('ALFA = ');readln(AA[k]);
        write('    CL  = ');readln(C[k]);
        writeln;
    end;

    writeln('Os dados Estao certos ? (S/N)');
    resp:=readkey;
    if upcase(resp)='S' then certo:=true;

end;

assign(arq,nome+'.CUR');
rewrite(arq);
writeln(arq,N);
WRITELN;
WRITELN(N);
WRITELN;
for k:=1 to N do
begin
    write(arq,AA[k]:8:4);
    write(arq,C[k]:8:4);
    writeln(arq);
    WRITELN((k/1):2:0,' ',aa[K],' ',c[k]);
end;
close(arq);

end;

```

#####

APROXIMA PONTOS DA CURVA CL X ALFA POR UMA RETA

#####

RETA(Bx,Ax,AA,C,A0,A1,N);

PI:=4*ARCTAN(1);

CL0:=A0;

ALFA0:=-A0/A1;

slope:=a1*180/pi;

a:=slope;

ai0:=alfa0;

#####

IMPRIME RESULTADOS

#####

assign(1st,'asa.1st');

rewrite(1st);

CLRSCL;

WRITELN('! INTERPOLACAO LINEAR DO CL !');

WRITELN;

WRITELN('A0 = ',A0);

WRITELN('A1 = ',A1);

WRITELN;

WRITELN('CL COM ANGULO DE ATAQUE NULO (CL0) : ',cl0:6:4);

WRITELN('ANGULO DE ATAQUE PARA SUSTENTACAO NULA (ALFA0) : ',ai0:6:4, ' Graus');

WRITELN('INCLINACAO DA RETA INTERPOLADORA (dCL/dALFA) : ',slope:6:4);

resp:=readkey;

writeln(1st,'ASAS FINITAS TRAPEZOIDAIS:');

writeln(1st);

#####

ENTRADA DAS CARACTERISTICAS GEOMETRICAS DA ASA ,DAS

CONDICOES DE PROJETO E USO DE FLAP.

#####

CLRSCL;

writeln('DADOS INICIAIS : ');

writeln;

```

write('1.Envergadura                               [m] : ');Readln(b);
b:=b/2;
write('2.Comprimento da corda na raiz da asa       [m] : ');Readln(Cr);
write('3.Comprimento da corda na ponta da asa      [m] : ');Readln(Ct);
write('4.Torcao relativa na ponta em relacao a raiz [Graus] : ');readln(Tw);
write('5.Angulo de Ataque na raiz (INCIDENCIA)      [Graus] : ');readln(Alr);
write('6.Nivel de Voo de cruzeiro (FL)              : ');readln(FL);
write('7.Velocidade Indicada de Cruzeiro             [ft] : ');Readln(v0);
writeln;
writeln('8.Deseja modelagem de FLAP ? (S/N)');
resp:=readkey;

```

```

len:=0;
def:=0;
esti:=0;
estf:=0;
flap:=false;
deltacl:=0;

```

DEFINE DIMENSOES DO FLAP ,SE

NECESSARIO.

```

if upcase(Resp)='S' then

```

```

begin

```

```

writeln;
write('COMPRIMENTO DO FLAP [m]      : ');Readln(len);
write('DEFLEXAO [Graus] : ');Readln(Def);
write('ESTACAO INICIAL [m] : ');Readln(Esti);
write('ESTACAO FINAL [m] : ');Readln(Estf);

```

```

flap:=true;
Def:=def*pi/180;

```

```

end;

```

GRAVA DADOS INICIAIS EM ARQUIVO TEXTO

```

writeln(1st,'# GEOMETRIA #');
writeln(1st);

```

```
writeln(1st,'AEROFOLIO UTILIZADO      : ',nome);
writeln(1st,'INCLINACAO DA CURVA DE C1 : ',slope:6:4);
writeln(1st,'ANG.DE ATAQUE COM L=0 (CL0) : ',A10:6:4,' Graus');
writeln(1st);
writeln(1st,'ENVERGADURA TOTAL (b)      : ',(2*b):7:4,' m');
writeln(1st,'COMPRIMENTO DA CORDA NA RAIZ DA ASA : ',Cr:7:4,' m');
writeln(1st,'COMPRIMENTO DA CORDA NA PONTA DA ASA : ',Ct:7:4,' m');
writeln(1st,'ANGULO DE ATAQUE NA RAIZ      : ',A1r:7:4,' Graus');
writeln(1st,'TORCAO RELATIVA ENTRE RAIZ e PONTA : ',Tw:7:4,' Graus');
writeln(1st);
```

```
if flap=true then
```

```
begin
```

```
#####
```

```
GRAVA CARACTERISITICAS DO FLAP,SE EXISTIR, EM ARQUIVO TEXTO
```

```
#####
```

```
writeln(1st,'FLAPs : tipo Fowler');
writeln(1st);
writeln(1st,'ESTACAO INICIAL NA SEMI-ASA : ',esti:7:4,' m');
writeln(1st,'ESTACAO FINAL  NA SEMI-ASA : ',esti:7:4,' m');
writeln(1st,'COMPRIMENTO      : ',len:7:4,' m');
writeln(1st,'DEFLEXAO          : ',def:100/pi:7:4,' Graus');
writeln(1st);
writeln(1st);
```

```
end;
```

```
#####
```

```
CALCULA      CARACTERISTICAS      DO      ESCOAMENTO
```

```
#####
```

```
z:=f1*100/3.2808;
ISA(F0,T0,D0,M1,Z);
v0:=v0*0.5144;
V0i:=V0;
V0:=v0i*sqrt(1.225/D0);
q:=0.5*d0*sqrt(v0);
MACH:=V0/SQRT(1.4*287.403*T0);
BETA:=SQRT(1-SQR(MACH));
```

(GRAVA EM ARQUIVO TEXTO)

```
writeln(1st,'* CONDICAOES DO AR AO LONGE *');
writeln(LST);
writeln(1st,'ALTITUDE DE CRUZEIRO      :',(FL*100*0.3048):6:0,' m');
writeln(LST,'PRESSAO ESTATICA          :','P0:10:2,' Pa');
writeln(LST,'TEMPERATURA ESTATICA       :','T0:7:4,' K');
writeln(1st,'DENSIDADE ESTATICA          :','D0:6:4,' kg/m3');
writeln(1st,'VISCOSIDADE ABSOLUTA        :','M1:10:7,' N.s/m2');
writeln(1st,'VELOCIDADE INDICADA         :','V01:10:2,' m/s');
writeln(LST,'VELOCIDADE AERODINAMICA    :','V0:10:2,' m/s');
writeln(LST);
writeln(LST,'PRESSAO DINAMICA            :','Q:10:4,' Pa');
writeln(LST,'PRESSAO TOTAL                :','(q+P0):10:4,' Pa');
writeln(LST);
```

```
writeln;
write('NUMERO DE PONTOS A DISCRETIZAR :');readln(NMAX);
writeln;
```

(CARACTERISTICAS GEOMETRICAS ADICIONAIS)

```
S:=(Cr+Ct)*(b/2);
AR:=B*B/S;
CMA:=CMAER(Cr,Ct,b);

writeln(LST,'NUMERO MACH                :','(MACH):6:4);
writeln(1st,'NUMERO DE REYNOLDS MEDIO :','(D0*V0*(S/b)/M1):10:2);
writeln(LST,'FATOR DE PRANDTL-GLAUERT :','BETA:6:4);
writeln(1st);
```

MONTA MATRIZ DOS COEFICIENTES DE FOURIER

```
Clrscr;
writeln(LST);
writeln(LST,'* MATRIZES DO SISTEMA PARA DETERMINACAO DOS COEFICIENTES DE FOURIER *');
writeln(LST);
```

```
PI:=4*arctan(1);
E:=90/nmax;
```

#####

LOOP PRINCIPAL

#####

FOR i:=1 to nmax do
begin

#####

CARACTERISTICAS DA ESTAÇÃO (i)

#####

Bi:=i*E*PI/180;
Y:=B*COS(Bi);
AI:=(AIr+Tw*cos(Bi)-AI0)*PI/180;
Ch:=Cr-(Cr-Ct)*COS(Bi);
deltacl:=0;

#####

ADICIONA EFEITO DE FLAP

,SE HOVER

#####

if ((y>esti) and (y<estf) and (flap=true)) then
FLAPCALC(def,len,Ch,AI);

#####

CALCULO DA INFLUENCIA DAS OUTRAS

ESTAÇÕES.(j)

#####

Bn[i]:=(Ch*AI/(4*B))*sin(Bi);
For j:=1 to NMAX do
begin
Ma[i,j]:=sin((2*j-1)*Bi)*(sin(Bi)+(2*j-1)*ch*AI/(4*B));
write(LST, Ma[i,j]:10:4, ' ');
end;
write(LST, ' ', Bn[i]:10:4);
writeln(LST);
end;

WRITELN(LST);

RESOLVE SISTEMA LINEAR

RESOLVESIS(Ma,Bn,X,NMAX);

GRAVA SOLUÇÃO EM ARQUIVO TEXTO

writeln(LST,'# SOLUCAO DO SISTEMA : COEFICIENTES DE FOURIER #');
WRITELN(LST);

for k:=1 to Nmax do
 writeln(LST,'A',(k/1):2:0,' = ',X[k]:12:10);

WRITELN(LST);

CALCULO DAS GRANDEZAS AERODINAMICAS

{ COEFICIENTE DE SUSTENTACAO }

CL:=pi*AR*X[1];

{ COEFICIENTE DE MOMENTO DE ROLAGEM }

CMr:=(-pi/4)*sqr(AR)*X[2];

{ COEFICIENTE DE MOMENTO DE GUINADA }

CMY:=0;

for k:=1 to nmax-1 do
 CMY:=CMY+(2*k+1)*X[k]*X[k+1];
CMY:=(PI/4)*sqr(AR)*CMY;

{ COEFICIENTE DE ARRASTO INDUZIDO }

```
cdi:=0;
W:=0;
for i:=1 to nmax do
  cdi:=cdi+(2*i-1)*sqr(x[i]);
Cdi:=Cdi*PI*AR;
```

{ COEFICIENTE DE ARRASTO AERODINAMICO = PRESSAO + FRICçAO }

```
Cdf:=CA(Air,Ai0,Tw,Cr,Ct,v0,DO,Mi,b,S,deltacl);
```

{ DOWN WASH }

```
w:=0;
E:=90/nmax;
for k:=1 to nmax do
  begin
    bi:=k*E*PI/180;
    w:=w+(2*i-1)*X[k]*SIN((2*k-1)*bi)/SIN(bi);
  end;
w:=w*v0;
```

```
writeln;
```

{ CALCULO DAS RESPECTIVAS FORçAS AERODINAMICAS }

```
L:=q*Cl*S;
Di:=q*CDi*S;
Df:=q*CDf*S;
D:=Di+Df;
Mr:=q*CMr*sqr(S)/b;
My:=q*CMy*sqr(S)/b;
```

```
resp:=readkey;
```

{ GRAVA RESULTADOS EM ARQUIVO TEXTO }

```
clrscr;
WRITELN(LST,'RESULTADOS OBTIDOS :');
writeln(lst);
writeln(lst,'# ASPECTOS GEOMETRICOS #');
writeln(lst);
```

```

writein(1st,'AREA UTIL                : ',213:7:4,' m2 ');
writein(1st,'RAZAO DE ASPECTO         : ',AR:7:4);
writein(1st,'TAPER RATIO              : ',Ct/Cr:7:4);
writein(1st,'CORDA MEDIA GEOMETRICA   : ',(S/b):7:4,' m em y = ',YCORD((S/b),Cr,Ct,b):7:4,' m');
writein(1st,'CORDA MEDIA AERODINAMICA : ',CMA:7:4,' m em y = ',YCORD(CMA,Cr,Ct,b):7:4,' m');
writein(1st,'INCIDENCIA NA RAIZ       : ',Alr:6:4,' Graus');
writein(1st,'WASHOUT                  : ',Tw:6:4,' Graus');
writein(1st);
WRITELN(LST,'* COEFICIENTES AERODINAMICOS *');
WRITELN(LST);
writein(1st,'COEFICIENTE DE SUSTENTACAO : CL = ',CL:6:4);
WRITELN(LST,'COEF. DE SUSTENTACAO CORRIGIDO : CLc = ',CL/beta:6:4);
writein(1st,'COEF. DE AARRASTO INDUZIDO   : CDi = ',CDi:6:4);
writein(1st,'COEF. DE AARRASTO INDUZIDO IDEAL : CDie = ',sqrt(CL)/(PI*AR):6:4,' (Carregamento eliptico)');
WRITELN(LST,'COEF. DE AARRASTO INDUZIDO CORRIG. : CDic = ',CDi/beta:6:4);
writein(1st,'COEF. DE AARRASTO DE FRICCAO+FORMA : CDF = ',CDF:6:4);
writein(1st,'COEF. DE ARR.FRICAQ+FORMA CORRIG. : CDFc = ',CDF/beta:6:4);
writein(1st,'COEF. DE AARRASTO TOTAL       : CD = ',(CDi+CDF):6:4);
writein(1st,'COEF. DE AARRASTO TOTAL CORRIGIDO : CDc = ',(cdi+cdf)/beta:6:4);
writein(1st,'COEF. DE MOMENTO DE ROLAGEM     : CMr = ',CMR:6:4);
writein(1st,'COEF. DE MOMENTO DE ROLAGEM CORR. : CMrc = ',CMR/beta:6:4);
writein(1st,'COEF. DE MOMENTO DE GUINADA     : CMY = ',CMY:6:4);
writein(1st,'COEF. DE MOM.DE GUINADA CORRIGIDO : CMyc = ',CMY/beta:6:4);
writein(1st);
WRITELN(LST,'* FORÇAS,MOMENTOS,POTENCIAS E DOWN WASH *');
WRITELN(LST);
writein(1st,'SUSTENTACAO TOTAL                : L = ',21L:10:4,' N');
writein(1st,'SUSTENTACAO CORRIGIDA          : Lc = ',21L/beta:10:4,' N');
writein(1st,'ARRASTO INDUZIDO                   : Di = ',21Di:10:4,' N');
WRITELN(LST,'ARRASTO INDUZIDO CORRIGIDO          : Dic= ',21Di/BETA:10:4,' N');
writein(1st,'ARRASTO DE FRICCAO+PRESSAO         : Df = ',21Df:10:4,' N');
WRITELN(LST,'ARR.DE FRIC+PRES CORRIGIDO          : Dfc= ',21Df/BETA:10:4,' N');
writein(1st,'ARRASTO TOTAL                        : D = ',21d:10:4,' N');
writein(1st,'ARRASTO TOTAL CORRIGIDO              : Dc = ',21d/beta:10:4,' N');
writein(1st,'MOMENTO DE ROLAGEM                   : Mr = ',Mr:12:4,' Nm');
writein(1st,'MOMENTO DE ROL. CORRIGIDO           : Mrc= ',Mr/BETA:12:4,' Nm');
writein(1st,'MOMENTO DE GUINADA                  : My = ',My:12:4,' Nm');
writein(1st,'MOMENTO DE GUINADA CORRIGIDO        : Myc= ',My/beta:12:4,' Nm');
WRITELN(LST);
writein(1st,'EFICIENCIA AERODINAMICA              : E = ',L/D:7:4);
writein(1st,'ANGULO DE PLANEIO                   : AF = ',arctan(D/L)*180/pi:7:4,' Graus');
writein(1st,'RAZAO DE PLANEIO                     : RZ = ',100*D/L:7:4,' :100 => ',-v0*101.2685*sin(arctan(D/L)):6:2,' Ft/min');
writein(1st);
WRITELN(LST,'DOWN WASH                          : W = ',W:10:4,' m/s');
writein(1st);
writein(1st,'POTENCIA MINIMA NECESSARIA (65% PMAX) : Nmin = ',(v0*D/745.6999)/beta:10:2,' HP');
writein(1st,'POTENCIA DE PROJETO MAXIMA            : N = ',(v0*d/(745.6999*0.65))/beta:10:2,' HP');

```

{ POTENCIA NECESSARIA PARA MANTER VOO RETO HORIZONTAL COM
MOTOR DE CICLO OTTO OPERANDO COM 65% DA POTENCIA NOMINAL EM
CRUZEIRO COM RENDIMENTO TERMICO MAXIMO DE 30% }

WRITELN(LST,'POTENCIA NECESSARIA PARA UM MOTOR OTTO : Pot =

',(VO*D/(745.6999*0.30*0.65))/BETA:10:2,' HP');

{ IMPRESSAO DOS RESULTADOS NA TELA }

writeIn('% ASPECTOS GEOMETRICOS %');

writeIn;

writeIn('AREA UTIL : ',2*S:7:4,' m2');

writeIn('RAZAO DE ASPECTO : ',AR:7:4);

writeIn('TAPER RATIO : ',Ct/Cr:7:4);

writeIn('CORDA MEDIA GEOMETRICA : ',(S/b):7:4,' m' em y = ',YCORD((S/b),Cr,Ct,b):7:4,' m');

writeIn('CORDA MEDIA AERODINAMICA : ',CMA:7:4,' m' em y = ',YCORD(CMA,Cr,Ct,b):7:4,' m');

writeIn('INCIDENCIA NA RAIZ : ',Air:5:4,' Graus');

writeIn('WASHOUT : ',Tw:t:4,' Graus');

writeIn;

WRITELN('% COEFICIENTES AERODINAMICOS %');

WRITELN;

writeIn('COEFICIENTE DE SUSTENTACAO : CL = ',CL:5:4);

WRITELN('COEF. DE SUSTENTACAO CORRIGIDO : CLc = ',CL/beta:5:4);

writeIn('COEF. DE ARRASTO INDUZIDO : CDi = ',CDi:6:4);

writeIn('COEF. DE ARRASTO INDUZIDO IDEAL : CDie = ',sqrt(CL)/(PI*AR):5:4,' (Carregamento eliptico)');

WRITELN('COEF. DE ARRASTO INDUZIDO CORRIG. : CDic = ',CDi/beta:6:4);

writeIn('COEF. DE ARRASTO DE FRICCAO+FORMA : Cdf = ',Cdf:6:4);

writeIn('COEF. DE ARR. FRICCAO+FORMA CORRIG. : Cdfc = ',Cdf/beta:6:4);

writeIn('COEF. DE ARRASTO TOTAL : CD = ',(CDi+Cdf):6:4);

writeIn('COEF. DE ARRASTO TOTAL CORRIGIDO : CDc = ',(cdi+ccf)/beta:6:4);

writeIn('COEF. DE MOMENTO DE ROLAGEM : CMr = ',CMR:6:4);

writeIn('COEF. DE MOMENTO DE ROLAGEM CORR. : CMrc = ',CMR/beta:6:4);

writeIn('COEF. DE MOMENTO DE GUINADA : CMx = ',CMx:6:4);

writeIn('COEF. DE MOM. DE GUINADA CORRIGIDO : CMxc = ',CMx/beta:6:4);

writeIn;

RESF:=READKEY;

CLRSCL;

WRITELN('% FORCAS,MOMENTOS,POTENCIAS E DOWN WASH %');

WRITELN;

writeIn('SUSTENTACAO TOTAL : L = ',2*L:10:4,' N');

writeIn('SUSTENTACAO CORRIGIDA : Lc = ',2*L/beta:10:4,' N');

writeIn('ARRASTO INDUZIDO : Di = ',2*Di:10:4,' N');

WRITELN('ARRASTO INDUZIDO CORRIGIDO : Dic = ',2*Di/BETA:10:4,' N');

writeIn('ARRASTO DE FRICCAO+PRESSAO : Df = ',2*Df:10:4,' N');

WRITELN('ARR. DE FRIC+PRES CORRIGIDO : Dfc = ',2*Df/BETA:10:4,' N');

writeIn('ARRASTO TOTAL : D = ',2*D:10:4,' N');

```

        writeln( 'ARRASTO TOTAL CORRIGIDO      : Dc = ',2*d/beta:10:4,' N');
writeln( 'MOMENTO DE ROLAGEM                  : Mr = ',Mr:12:4,' Nm');
writeln( 'MOMENTO DE ROL. CORRIGIDO          : Mrc= ',Mr/BETA:12:4,' Nm');
writeln( 'MOMENTO DE GUINADA                   : My = ',My:12:4,' Nm');
writeln( 'MOMENTO DE GUINADA CORRIG.          : Myc= ',My/beta:12:4,' Nm');
WRITELN;
writeln( 'EFICIENCIA AERODINAMICA              : E = ',L/D:7:4);
writeln( 'ANGULO DE PLANEIO                       : AP = ',arctan(D/L)*180/pi:7:4,' Graus');
writeln( 'RAZAO DE PLANEIO                          : RZ = ',100*D/L:7:4,' 100 => ',-v0*101.2685*sin(arctan(D/L)):6:2,' Ft/min');
writeln;
WRITELN( 'DOWN WASH                            : W = ',W:10:4,' m/s');
writeln;
writeln( 'POTENCIA MINIMA NECESSARIA (65% PMAX)      : Nmin = ',(v0*d/745.5999)/beta:10:2,' HP');
writeln( 'POTENCIA DE PROJETO MAXIMA                  : N = ',(v0*d/(745.6999*0.65))/beta:10:2,' HP');
WRITELN( 'POTENCIA NECESSARIA PARA UM MOTOR OTTO : Pot = ',(V0*d/(745.6999*0.30*0.65))/BETA:10:2,' HP');
resp:=readkey;
CLRSCR;

```

#####

GRAVA DISTRIBUIÇÃO DE SUSTENTAÇÕES AO LONGO DA ENVERGADURA

EM ARQUIVO TEXTO

#####

```

writeln(1st);
writeln(1st);
writeln(1st,'* DISTRIBUICAO DE SUSTENTACAO NA SEMI-ASA *');
writeln(1st);
writeln(1st,'ANG.      y      CL(local)  SUSTENTACAO');
writeln(1st,'[Graus] [m]          [N/m]  ');
writeln(1st);
writeln;
writeln('DISTRIBUICAO DE SUSTENTACAO NA SEMI-ASA');
writeln;
writeln('ANG.      y      CL(local)  SUSTENTACAO');
f:=0;
w:=0;
{ nmax:=20; }
for k:=0 to nmax do
begin

```

(CARACTERISTICAS DA ESTACAO)

```

Bi:=f*PI/180;
Y:=B*cos(Bi);
AI:=(AIr+Tw*cos(Bi)-AI0)*PI/180;
Ch:=Cr-(Cr-Ct)*cos(Bi);

```

{ CALCULA SUSTENTAÇÃO LOCAL }

```
Lc:=0;
for i:=1 to Nmax do
  Lc:=Lc+X[i]*sin((2*i-1)*Bi);
IF ((Ct=0) and (F=0)) then
  Lc:=99.9999
else
  Lc:=4*B*Lc/(Cr-(Cr-Ct)*cos(Bi));
```

```
L:=lc*q*Ch;
```

{ IMPRIME }

```
writeln(1st,(F/1):5:2,' ',y:7:4,' ',Lc/beta:6:4,' ',L/beta:10:4);
writeln((F/1):5:2,' ',y:7:4,' ',Lc/beta:6:4,' ',L/beta:10:4);
f:=f+trunc(90/nmax);
```

```
end;
close(LST);
resp:=readkey;
```

end.

%%%

```

case choice=4

    *****

    CHAMA PROGRAMA QUE IMPRIME

    RELATORIOS GERADOS EM ARQUIVO

    TEXTO

    *****

    do print

ENDCASE

ENDDO

*****

PROGRAMA GERENCIADOR DE RELATORIOS - CLIPPER 5.0

*****

private choice,tela

tela=0
choice=1

do while choice<>4

clear
@ 1,1 CLEAR TO 23,79
@ 1,1 to 23,79 DOUBLE
@ 2,10 SAY "AERODINAMICA - CALCULO DE SUSTENTACAO E ARRASTO EM ASAS FINI

@ 7,5 clear to 22,65
@ 7,5 to 22,65

@ 8,7 say "IMPRESSAO DE RELATORIOS"

@ 10,10 say "ESCOLHA QUAL O RELATORIO QUE DESEJA IMPRIMIR : "
@ 11,10 clear to 20,41
@ 11,10 to 20,41

@ 12,12 prompt "GEOMETRIA DO AEROFOLIO"
@ 14,12 prompt "CALCULOS DO AEROFOLIO "
@ 16,12 prompt "CALCULOS DA ASA"
@ 18,12 prompt "QUIT"
menu to choice

```

do case

case choice=1

clear

@ 1,1 say "AGUARDE:GERANDO RELATORIO DO ULTIMO AEROFOLIO DISCRET
O NA IMPRESSORA"

?

run geomprint

case choice=2

clear

@ 1,1 say "AGUARDE:GERANDO RELATORIO DO ULTIMO AEROFOLIO CALCULADO NA
IMPRESSORA"

?

run aerofprint

case choice=3

clear

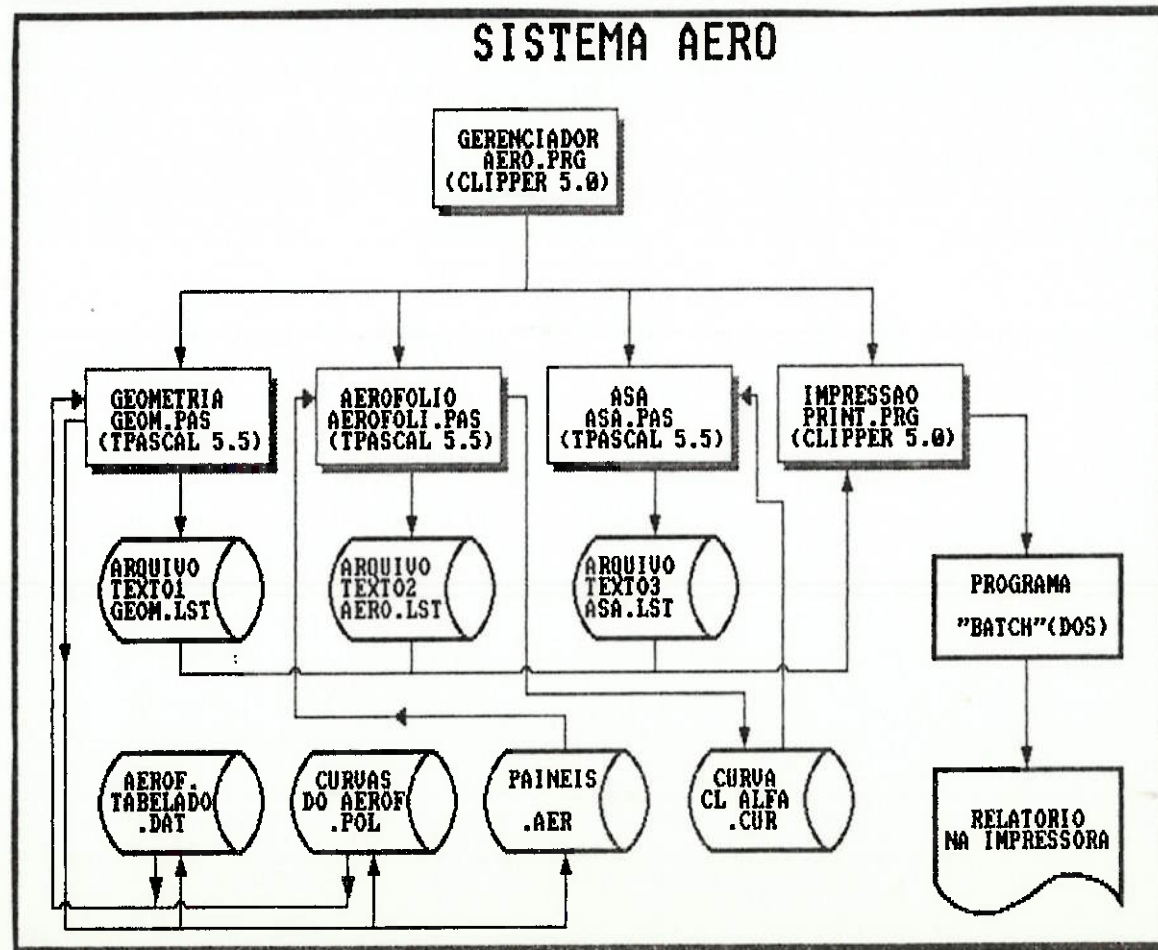
@ 1,1 say "AGUARDE:GERANDO RELATORIO DA ULTIMA ASA CALCULADA NA
IMPRESSORA"

?

run asaprint

endcase

enddo



PNC 580/581 - PROJETO MECANICO I e II (TRABALHO DE FORMATURA)

PROGRAMA GERENCIADOR CONSTRUÍDO EM CLIPPER 5.0

PRIVATE CHOICE

CHOICE=1

SET WRAP ON

SET MESSAGE TO 24

DO WHILE CHOICE<>5

CLEAR

@ 1,1 CLEAR TO 23,79

@ 1,1 to 23,79 DOUBLE

@ 2,10 SAY "AERODINAMICA - CALCULO DE SUSTENTACAO E ARRASTO EM ASAS FIIII

@ 7,25 CLEAR TO 19,50

@ 7,25 TO 19,50

@ 5,25 SAY "Escolha a opcao desejada : "

MENU QUE ESCOLHE O PROGRAMA A SER

EXECUTADO

@ 9,27 prompt "GEOMETRIA do AEROFOLIO"

@ 11,27 prompt "CALCULO do AEROFOLIO"

@ 13,27 prompt "CALCULO da ASA"

@ 15,27 prompt "IMPRIME RELATORIOS"

@ 17,27 PROMPT "QUIT"

MENU TO CHOICE

DO CASE

CASE CHOICE=1

RUN GEOM

CASE CHOICE=2

RUN AEROFOLI

CASE CHOICE=3

RUN ASA

IX) TESTE DO SISTEMA :APLICACAO COM AEROFOLIOS CONHECIDOS

Tendo desenvolvido os programas, vamos agora comparar os resultados por estes avaliados com dados práticos. Para isto utilizaremos os perfis NACA de 4 dígitos, amplamente testados experimentalmente, tabelados e utilizados na maioria das aeronaves monomotoras de pequeno porte.

TESTE 1: AEROFOLIO NACA1408

PROGRAMA GEOMETRIA

- DISCRETIZACAO PARA 20 PAINELIS

GEOMETRIA DO AEROFOLIO e DISCRETIZACAO :

* AEROFOLIO : NACA1408

* COORDENADAS DAS SUPERFICIES *

	EXTRADORSO		INTRADORSO	
	Xe	Ye	Xi	Yi
1	0.0000	0.0000	0.0000	0.0000
2	0.0119	0.0132	0.0131	-0.0126
3	0.0242	0.0186	0.0258	-0.0162
4	0.0490	0.0260	0.0510	-0.0213
5	0.0739	0.0314	0.0761	-0.0246
6	0.0988	0.0356	0.1012	-0.0268
7	0.1489	0.0417	0.1511	-0.0295
8	0.1990	0.0457	0.2010	-0.0307
9	0.2493	0.0482	0.2507	-0.0310
10	0.2995	0.0494	0.3005	-0.0306
11	0.4000	0.0487	0.4000	-0.0287
12	0.5002	0.0450	0.4998	-0.0256
13	0.6003	0.0393	0.5997	-0.0251
14	0.7004	0.0319	0.6996	-0.0169
15	0.8004	0.0230	0.7996	-0.0119
16	0.9003	0.0127	0.8997	-0.0066
17	0.9502	0.0070	0.9498	-0.0038
17	1.0000	0.0008	1.0000	-0.0008

PMC 580/581 - PROJETO MECANICO I e II (TRABALHO DE FORMATURA)

* COEFICIENTES DOS POLINOMIOS INTERPOLADORES:

* EXTRADORSO *

PARABOLA 1 :

A0 = 0.0073

A1 = 0.3530

A2 = -0.7351

PARABOLA 2 :

B0 = 0.0447

B1 = 0.0437

B2 = -0.0879

* INTRADORSO *

PARABOLA 3 :

D0 = -0.0060

D1 = -0.2926

D2 = 0.7993

CUBICA 1 :

C0 = -0.0238

C1 = -0.0556

C2 = 0.1216

C3 = -0.0430

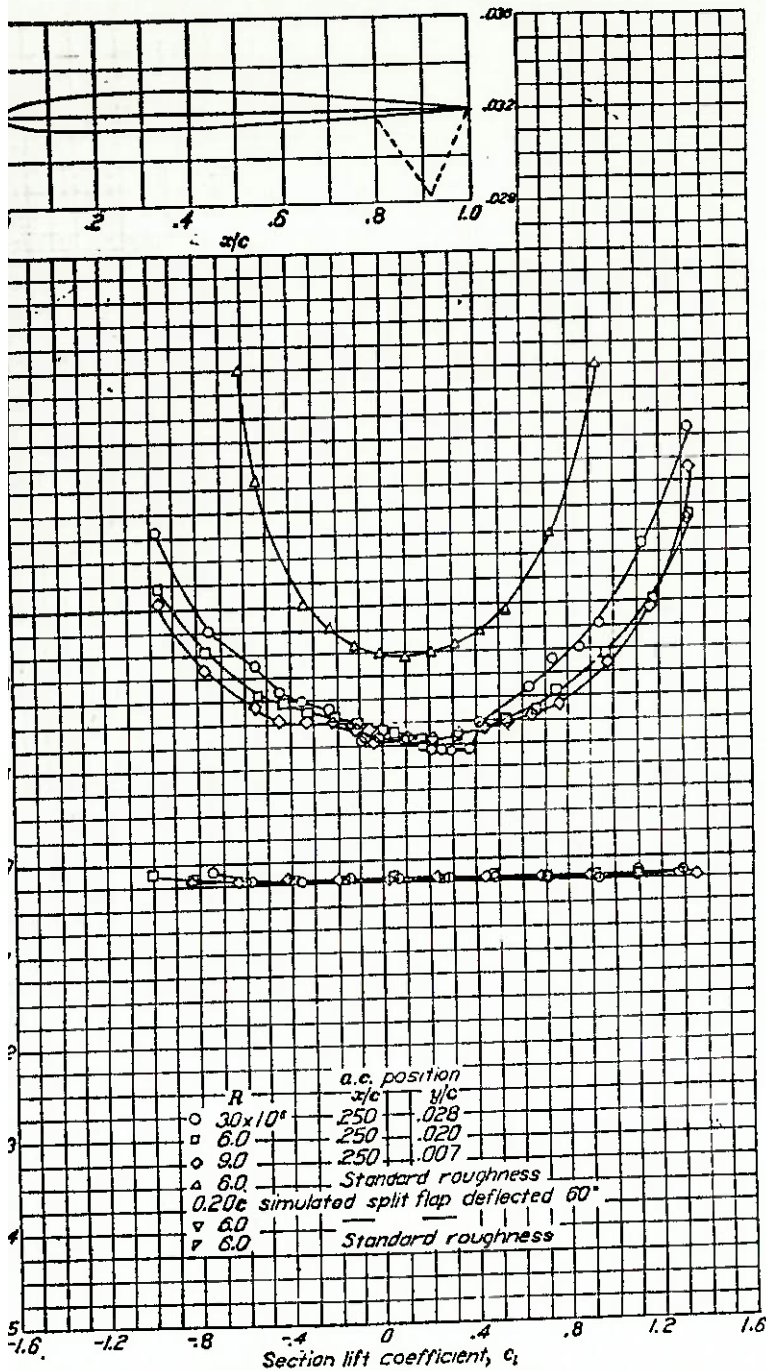
* DISCRETIZACAO DOS PAINELIS *

1 :	(	0.0000,	0.0073)	-	(	0.0749,	0.0296)
2 :	(	0.0749,	0.0296)	-	(	0.1497,	0.0437)
3 :	(	0.1497,	0.0437)	-	(	0.2246,	0.0495)
4 :	(	0.2246,	0.0495)	-	(	0.2995,	0.0477)
5 :	(	0.2995,	0.0477)	-	(	0.4162,	0.0477)
6 :	(	0.4162,	0.0477)	-	(	0.5330,	0.0431)
7 :	(	0.5330,	0.0431)	-	(	0.6497,	0.0360)
8 :	(	0.6497,	0.0360)	-	(	0.7665,	0.0266)
9 :	(	0.7665,	0.0266)	-	(	0.8832,	0.0148)
10 :	(	0.8832,	0.0148)	-	(	1.0000,	0.0000)
11 :	(	1.0000,	-0.0007)	-	(	0.8751,	-0.0081)
12 :	(	0.8751,	-0.0081)	-	(	0.7502,	-0.0152)
13 :	(	0.7502,	-0.0152)	-	(	0.6254,	-0.0215)
14 :	(	0.6254,	-0.0215)	-	(	0.5005,	-0.0265)
15 :	(	0.5005,	-0.0265)	-	(	0.3756,	-0.0298)
16 :	(	0.3756,	-0.0298)	-	(	0.2507,	-0.0307)
17 :	(	0.2507,	-0.0307)	-	(	0.1881,	-0.0328)
18 :	(	0.1881,	-0.0328)	-	(	0.1254,	-0.0301)
19 :	(	0.1254,	-0.0301)	-	(	0.0627,	-0.0212)
20 :	(	0.0627,	-0.0212)	-	(	0.0000,	-0.0060)

CORDA : 1.0000

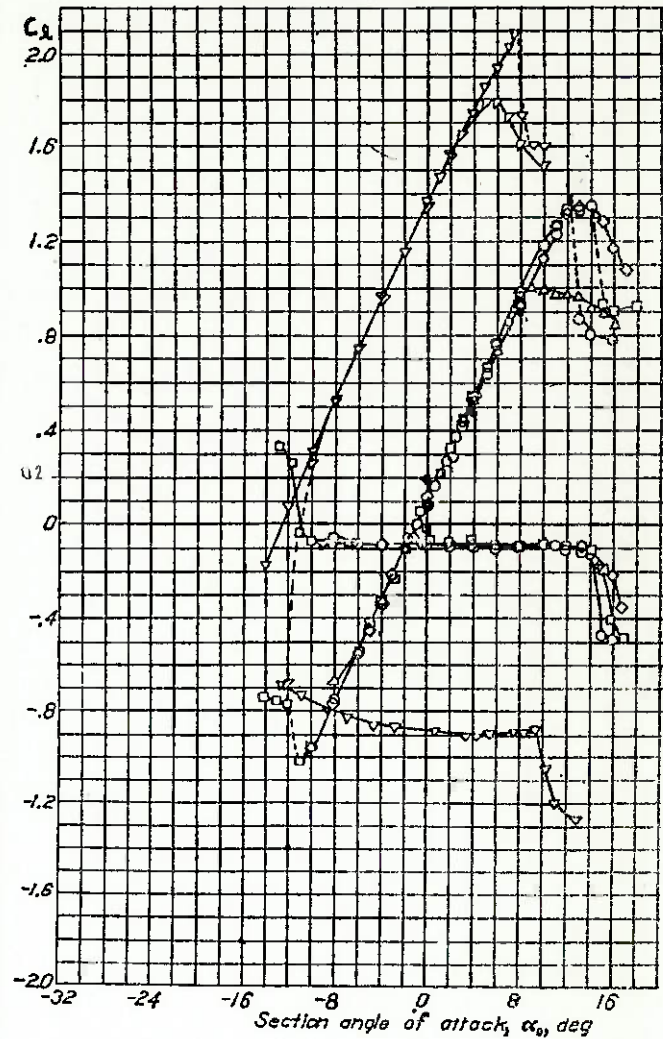
FIG 34 - AEROFOLIO NACA1408

CURVA $C_D \times \text{ALFA}$ e $C_m \times \text{ALFA}$



NACA 1408 Wing Section (Continued)

CURVA $C_L \times \alpha$



Upper surface		Lower surface	
Station	Ordinate	Station	Ordinate
0	0	0	0
1.189	1.324	1.311	- 1.200
2.418	1.862	2.582	- 1.620
4.896	2.602	5.104	- 2.134
7.386	3.138	7.614	- 2.458
9.883	3.558	10.117	- 2.682
14.889	4.171	15.111	- 2.953
19.904	4.674	20.096	- 3.074
24.928	4.819	25.074	- 3.101
29.950	4.939	30.050	- 3.063
40.000	4.869	40.000	- 2.869
50.020	4.502	49.980	- 2.556
60.034	3.931	59.966	- 2.153
70.041	3.193	69.959	- 1.693
80.039	2.305	79.961	- 1.193
90.027	1.271	89.973	- 0.659
95.016	0.698	94.984	- 0.378
100.000	0.084	100.000	- 0.084

L.E. radius: 0.70)
Slope of radius through L.E.: 0.95

PMC 580/581 - PROJETO MECANICO I e II (TRABALHO DE FORMATURA)

PROGRAMA AEROFOLIO

*****-

- NIVEL DE CRUZEIRO :FL100 (10000 FT)
- VELOCIDADE DE CRUZEIRO :125 KT
- SEM O USO DE FLAP

CALCULO DA SUSTENTACAO e ARRASTO PARA O AEROFOLIO NACA1408

Numero de paineis : 20
Corda : 1.0000 m

* CONDICÕES DO AR AO LONGE *

ALTITUDE DE CRUZEIRO : 3048 m
PRESSAO ESTATICA :70610.1118 Pa
TEMPERATURA ESTATICA : 268.1972 K
VISCOSIDADE ABSOLUTA : 0.0000169 N*s/m²
DENSIDADE : 0.9172 kg/M³
VELOCIDADE INDICADA : 61.7280 m/s
VELOCIDADE AERODINAM.: 71.3374 m/s

PRESSAO DINAMICA : 2333.8369 Pa
PRESSAO TOTAL :72943.9487 Pa

NUMERO DE REYNOLDS : 3855983.43
NUMERO MACH :0.2172
FATOR DE PRANDTL :0.9761

* RESULTADOS OBTIDOS *

ANG.AT. [Graus]	CIRCULACAO [m ² /seg]	SUSTENTACAO [N/m]	ARRASTO [N/m]	MOMENTO [Nm/m]	CL	CD	CM	Xcp [m]
0.00	1.89	123.49	14.93	-0.01	0.054	0.006	-0.014	0.2475
0.50	3.37	220.50	15.11	-0.02	0.097	0.006	-0.024	0.2474
1.00	4.85	317.49	15.66	-0.03	0.139	0.007	-0.035	0.2474
1.50	6.33	414.45	16.57	-0.04	0.182	0.007	-0.045	0.2473
2.00	7.82	511.39	17.84	-0.06	0.224	0.008	-0.056	0.2472
2.50	9.30	608.28	19.47	-0.07	0.267	0.008	-0.067	0.2471
3.00	10.78	705.13	21.46	-0.08	0.310	0.009	-0.077	0.2469
3.50	12.26	801.92	23.82	-0.09	0.352	0.010	-0.088	0.2468
4.00	13.73	898.66	26.53	-0.10	0.394	0.011	-0.099	0.2466
4.50	15.21	995.32	29.61	-0.11	0.437	0.013	-0.109	0.2465
5.00	16.69	1091.91	33.04	-0.12	0.479	0.014	-0.120	0.2463
5.50	18.16	1188.42	36.83	-0.13	0.522	0.016	-0.130	0.2461
6.00	19.64	1284.83	40.98	-0.14	0.564	0.018	-0.141	0.2459
6.50	21.11	1381.15	45.48	-0.15	0.606	0.019	-0.152	0.2457

PMC 580/581 - PROJETO MECANICO I e II (TRABALHO DE FORMATURA)

	7.00	22.58	1477.36	50.34	-0.16	0.648	0.022	-0.162	0.2455
7.50	24.05	1573.47	55.55	-0.17	0.691	0.024	-0.173	0.2452	
8.00	25.51	1669.45	61.11	-0.18	0.733	0.026	-0.183	0.2450	
8.50	26.98	1765.30	67.02	-0.19	0.775	0.029	-0.194	0.2447	
9.00	28.44	1861.02	73.27	-0.20	0.817	0.031	-0.204	0.2444	
9.50	29.90	1956.59	79.88	-0.21	0.859	0.034	-0.215	0.2441	
10.00	31.36	2052.02	86.82	-0.22	0.901	0.037	-0.225	0.2438	

MELHOR EFICIENCIA AERODINAMICA : (ANGULO DE INCIDENCIA OTIMO)

E = 34.6959 em ALFA = 4.0000 Graus
Xcp = 0.2466 m

DISTRIBUICAO DE PRESSAO NOS PAINELIS: (Alfa = 4.0000 Graus)

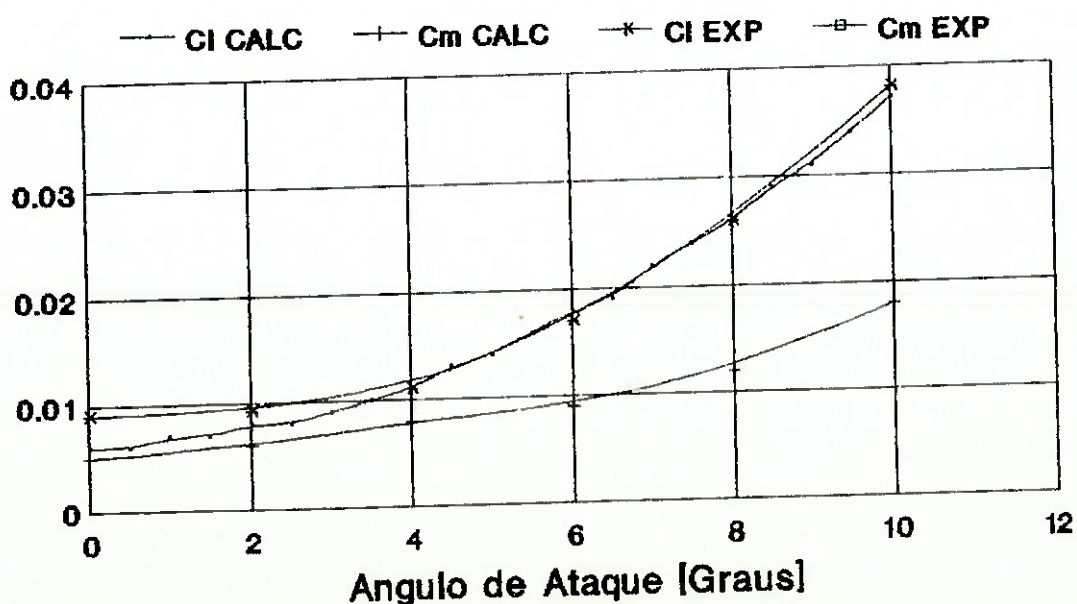
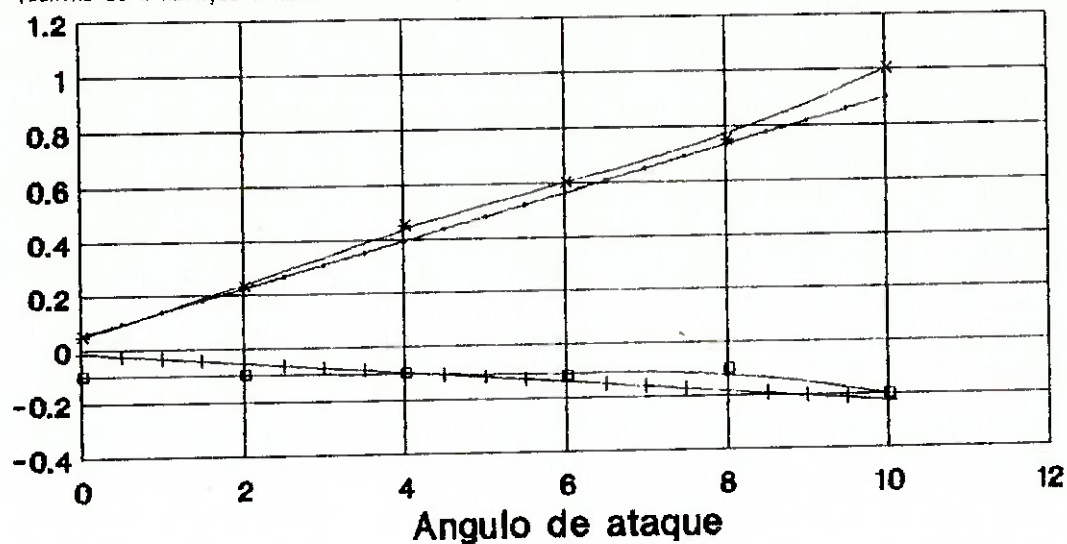
PAINEL	COORDENADAS DO PAINEL	Xcp[i]	V [m/S]	Cp	p [MPa]
1	(0.00, 0.01 ; 0.07, 0.03)	0.06	155.8364	-3.6642	0.6159
2	(0.07, 0.03 ; 0.15, 0.04)	0.13	150.6833	-3.5463	0.6233
3	(0.15, 0.04 ; 0.22, 0.05)	0.21	138.7931	-2.8534	0.6395
4	(0.22, 0.05 ; 0.30, 0.05)	0.28	122.3697	-1.9900	0.6597
5	(0.30, 0.05 ; 0.42, 0.05)	0.39	106.4699	-1.2575	0.6758
6	(0.42, 0.05 ; 0.53, 0.04)	0.50	119.0515	-1.8287	0.6634
7	(0.53, 0.04 ; 0.65, 0.04)	0.62	114.7129	-1.6245	0.6662
8	(0.65, 0.04 ; 0.77, 0.03)	0.74	111.2706	-1.4679	0.6718
9	(0.77, 0.03 ; 0.88, 0.01)	0.85	104.4868	-1.1733	0.6787
10	(0.88, 0.01 ; 1.00, 0.00)	0.97	10.9023	1.0005	0.7295
11	(1.00,-0.00 ; 0.88,-0.01)	0.91	10.9023	1.0005	0.7295
12	(0.88,-0.01 ; 0.75,-0.02)	0.76	20.6611	0.9268	0.7280
13	(0.75,-0.02 ; 0.63,-0.02)	0.66	100.4435	-1.0065	0.6826
14	(0.63,-0.02 ; 0.50,-0.03)	0.53	102.3297	-1.0835	0.6802
15	(0.50,-0.03 ; 0.38,-0.03)	0.41	100.2660	-0.9993	0.6818
16	(0.38,-0.03 ; 0.25,-0.03)	0.28	100.5028	-1.0089	0.6826
17	(0.25,-0.03 ; 0.19,-0.03)	0.20	114.8392	-1.6304	0.6681
18	(0.19,-0.03 ; 0.13,-0.03)	0.14	91.0281	-0.6436	0.6911
19	(0.13,-0.03 ; 0.06,-0.02)	0.08	88.8711	-0.5655	0.6929
20	(0.06,-0.02 ; 0.00,-0.01)	0.02	81.8276	-0.3234	0.6985

Podemos verificar que a ordem de grandeza dos coeficientes se encontra coerente:O coeficiente de arrasto e o de momento são cerca de dez vezes menor que o coeficiente de sustentação em baixos ângulos de ataque , e seu comportamento parece razoável : os coeficientes de sustentação e momento parecem progredir linearmente,e o de arrasto parece não obedecer a uma função

linear à medida que aumenta-se o ângulo de ataque. O centro de pressões calculado encontra-se na faixa esperada (em torno de 25% da corda) e o ângulo de máxima eficiência encontrado corresponde ao ângulo de incidência geralmente utilizado em asas subsônicas (Em torno de 3 a 4 Graus). Assim pode-se verificar que as tendências das curvas $c_d \times \alpha$, $c_d \times \alpha$ e $c_m \times \alpha$ parecem estar corretas. Vamos verificar se os valores numéricos encontram-se dentro das faixas esperadas:

FIG 35 - COMPARAÇÃO ENTRE OS RESULTADOS TEÓRICOS E OS CALCULADOS

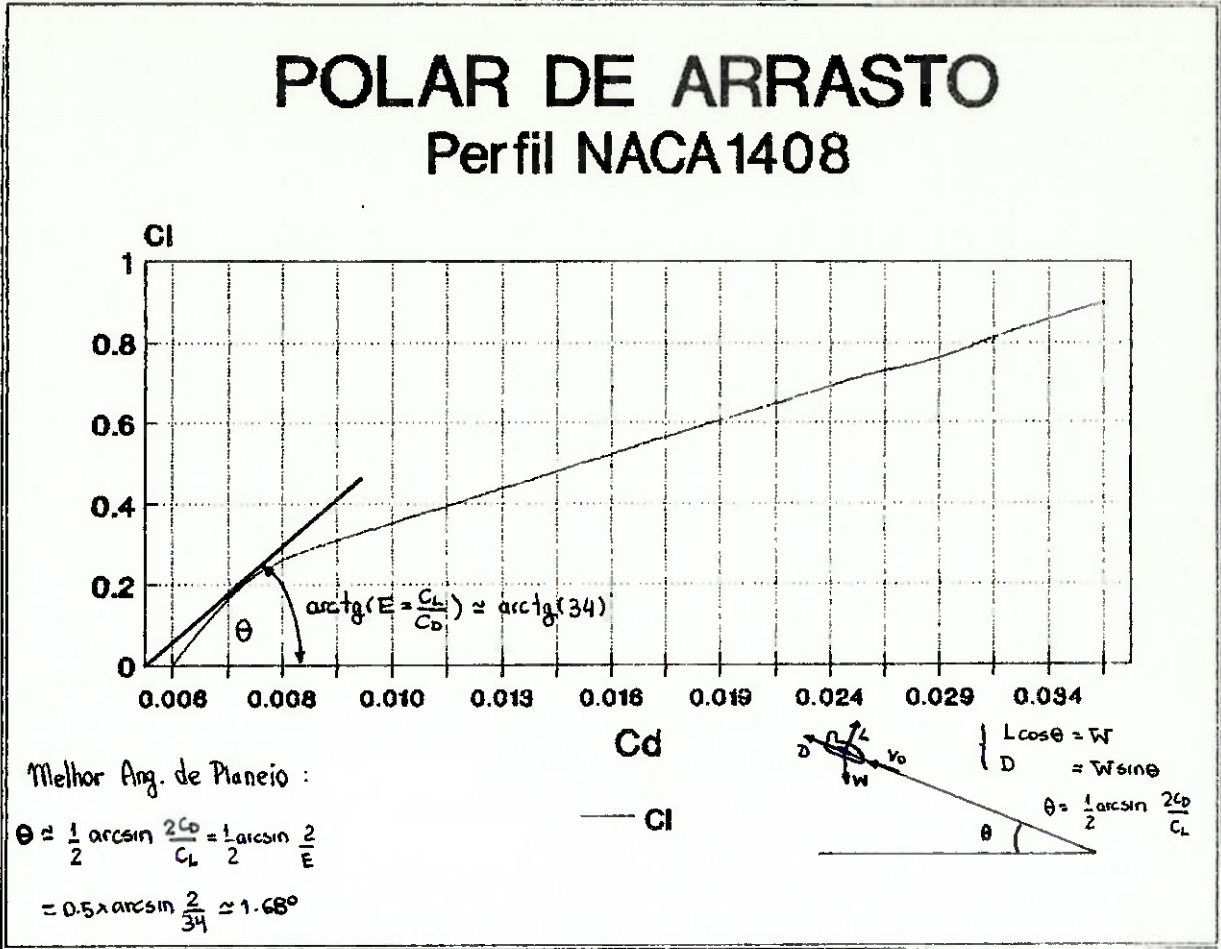
(CURVAS $C_l \times \alpha$, $C_d \times \alpha$ e $C_m \times \alpha$)



C_d CALC C_d1 exp C_d2 exp
 1 - BAIXA RUGOSIDADE 2 - ALTA RUGOSIDADE

Abaixo plotamos a curva POLAR DE ARRASTO para este aerofólio:

FIG 36 - POLAR DE ARRASTO PARA O NACA1408



Para exemplificar o efeito de um flap tipo Fowler, vamos

executar o programa novamente para as mesmas condições de voo e
para o mesmo aerofólio:

=====

- NIVEL DE CRUZEIRO : FL100 (10000 FT)

- VELOCIDADE DE CRUZEIRO : 125 KT

- FLAP FOWLER : DEFLEXAO - 25 Graus

COMPRIMENTO - 25% CORDA

=====

PMC 580/581 - PROJETO MECANICO I e II (TRABALHO DE FORMATURA)

CALCULO DA SUSTENTACAO e ARRASTO PARA O AEROFOLIO naca1408

Numero de paineis : 20
Corda : 1.0000 m

FLAP : Tipo Fowler

Comprimento : 0.2500 m
Deflexao : 25.0000 Graus
Nova corda : 0.9823 m
Acrecimo no Angulo de ataque : 6.1747 Graus

* CONDICÕES DO AR AO LONGE *

ALTITUDE DE CRUZEIRO : 3048 m
PRESSAO ESTATICA : 70610.1118 Pa
TEMPERATURA ESTATICA : 268.1972 K
VISCOSIDADE ABSOLUTA : 0.0000169 Ns/m²
DENSIDADE : 0.9172 kg/m³
VELOCIDADE INDICADA : 64.3000 m/s
VELOCIDADE AERODINAM.: 74.3098 m/s

PRESSAO DINAMICA : 2532.3751 Pa
PRESSAO TOTAL : 73142.4869 Pa

NUMERO DE REYNOLDS : 3955688.88
NUMERO MACH : 0.2262
FATOR DE PRANDTL : 0.9741

* RESULTADOS OBTIDOS *

ANG.AT. [Graus]	CIRCULACAO [m ² /seg]	SUSTENTACAO [N/m]	ARRASTO [N/m]	MOMENTO [Nm/m]	CL	CD	Cd	xcp [m]
0.00	1.97	134.00	15.67	-0.02	0.085	0.006	-0.027	0.2477
0.50	3.51	239.26	15.68	-0.03	0.131	0.007	-0.039	0.2477
1.00	5.05	344.50	16.05	-0.04	0.177	0.007	-0.053	0.2476
1.50	6.60	449.71	16.76	-0.05	0.226	0.007	-0.067	0.2475
2.00	8.14	554.89	17.79	-0.06	0.277	0.008	-0.082	0.2474
2.50	9.68	660.03	19.13	-0.07	0.329	0.007	-0.099	0.2473
3.00	11.23	765.11	20.74	-0.08	0.383	0.010	-0.116	0.2472
3.50	12.77	870.14	22.61	-0.09	0.440	0.011	-0.135	0.2470
4.00	14.31	975.11	24.72	-0.10	0.493	0.012	-0.155	0.2469
4.50	15.85	1079.99	27.06	-0.11	0.559	0.013	-0.177	0.2467
5.00	17.38	1184.60	29.59	-0.12	0.632	0.015	-0.200	0.2465
5.50	18.92	1289.52	32.32	-0.13	0.688	0.016	-0.226	0.2464
6.00	20.45	1394.13	35.21	-0.14	0.756	0.018	-0.253	0.2462
6.50	21.99	1498.65	38.25	-0.15	0.827	0.020	-0.282	0.2459
7.00	23.52	1603.04	41.42	-0.16	0.900	0.022	-0.313	0.2457
7.50	25.05	1707.32	44.71	-0.17	0.977	0.025	-0.346	0.2455
8.00	26.58	1811.46	48.10	-0.18	1.056	0.027	-0.382	0.2452
8.50	28.10	1915.47	51.57	-0.19	1.139	0.030	-0.421	0.2450
9.00	29.63	2019.33	55.12	-0.20	1.225	0.032	-0.462	0.2447
9.50	31.15	2123.04	58.72	-0.21	1.315	0.035	-0.507	0.2444
10.00	32.67	2226.59	62.36	-0.22	1.408	0.038	-0.555	0.2442

MELHOR EFICIENCIA AERODINAMICA : (ANGULO DE INCIDENCIA OTIMO)

E = 42.4375 em ALFA = 4.5000 Graus
Xcp = 0.2467 m

DISTRIBUICAO DE PRESSAO NOS PAINES: (Alfa = 4.5000 Graus)

PAINEL	COORDENADAS DO PAINEL	Xcp[i]	V [m/S]	Cp	p [MPa]
1	(0.00, 0.01 ; 0.07, 0.03)	0.06	162.3295	-3.8724	0.6080
2	(0.07, 0.03 ; 0.15, 0.04)	0.13	156.9617	-3.5538	0.6161
3	(0.15, 0.04 ; 0.22, 0.05)	0.21	144.5761	-2.8594	0.6337
4	(0.22, 0.05 ; 0.30, 0.05)	0.28	127.4684	-1.9942	0.6556
5	(0.30, 0.05 ; 0.42, 0.05)	0.39	110.9061	-1.2602	0.6742
6	(0.42, 0.05 ; 0.53, 0.04)	0.50	124.0119	-1.8326	0.6597
7	(0.53, 0.04 ; 0.65, 0.04)	0.62	119.4926	-1.6280	0.6649
8	(0.65, 0.04 ; 0.77, 0.03)	0.74	115.9066	-1.4710	0.6688
9	(0.77, 0.03 ; 0.88, 0.01)	0.85	108.8404	-1.1753	0.6763
10	(0.88, 0.01 ; 1.00, 0.00)	0.97	11.3566	1.0026	0.7315
11	(1.00,-0.00 ; 0.88,-0.01)	0.91	11.3566	1.0026	0.7315
12	(0.88,-0.01 ; 0.75,-0.02)	0.78	21.7303	0.9368	0.7279
13	(0.75,-0.02 ; 0.63,-0.02)	0.66	104.6256	-1.0086	0.6806
14	(0.63,-0.02 ; 0.50,-0.03)	0.53	106.5934	-1.0858	0.6786
15	(0.50,-0.03 ; 0.38,-0.03)	0.41	104.4438	-1.0014	0.6807
16	(0.38,-0.03 ; 0.25,-0.03)	0.28	104.6904	-1.0110	0.6805
17	(0.25,-0.03 ; 0.19,-0.03)	0.20	117.6242	-1.6338	0.6647
18	(0.19,-0.03 ; 0.13,-0.03)	0.14	94.8209	-0.6449	0.6898
19	(0.13,-0.03 ; 0.06,-0.02)	0.08	92.5741	-0.5667	0.6918
20	(0.06,-0.02 ; -0.00,-0.01)	0.02	85.2271	-0.3241	0.6979

=====

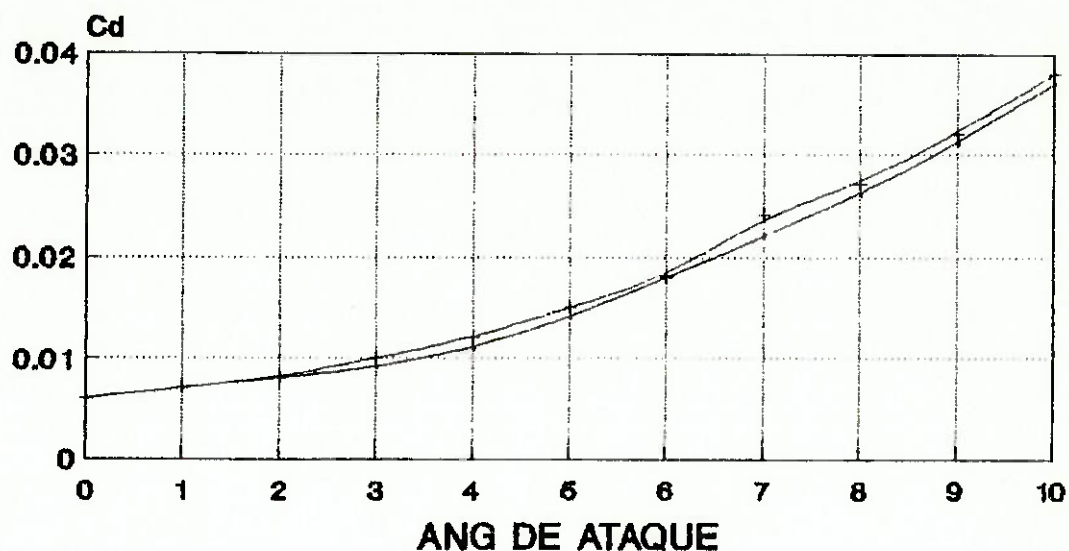
Pode-se verificar o que poderia ser esperado teoricamente:

- O aumento do coeficiente de sustentação,transladando a
reta CL X ALFA mais para cima.
- Aumento do valor absoluto do coeficiente de momento,pois o
flp tende a aumentar o efeito de PITCH.
- Elevação do ângulo de maior eficiência aerodinâmica devido
ao elevação da sustentação.
- Aumento do coeficiente de arrasto.

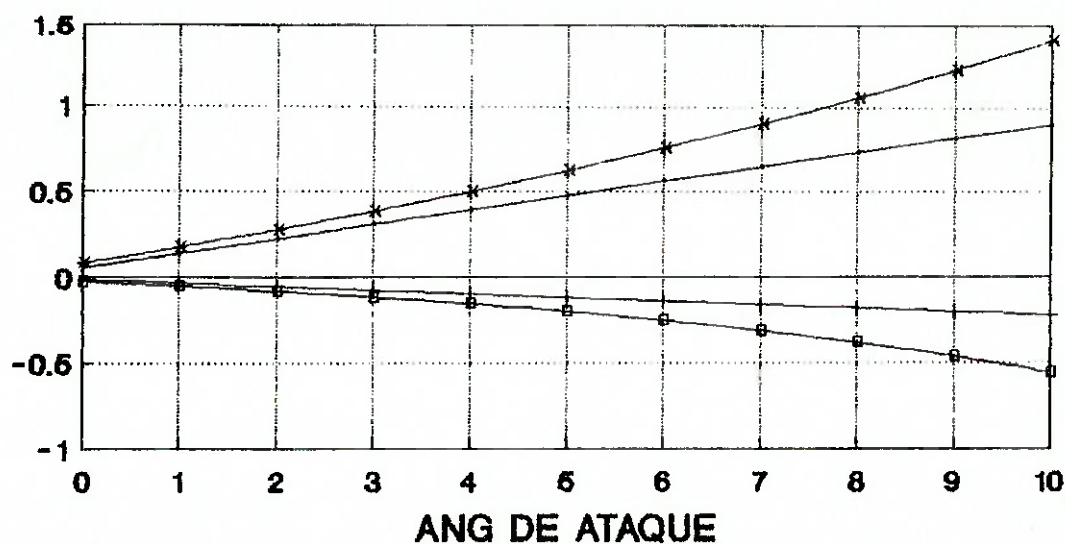
FIG 37 - EFEITO DA INTRODUÇÃO DE UM FLAP NO PERFIL

EFEITO DO FLAP NACA1408

C_d x α



C_l e C_m x α



— C_l —+ C_m —* C_l (flap) —□ C_m (flap)

AEROFOLIO NACA 1408

PMC 580/581 - PROJETO MECANICO I e II (TRABALHO DE FORMATURA)

Vamos agora executar o modulo de cálculo da asa, para uma asa trapezoidal com dimensões típicas de ^c aeronaves monomotoras de pequeno porte que voem a baixas velocidades e altitudes. Utilizaremos as mesmas condições de projeto do cálculo do aerofólio e os resultados do aerofólio acima calculado.

PROGRAMA ASA

- NIVEL DE CRUZEIRO : FL100 (10000 FT)

- VELOCIDADE DE CRUZEIRO : 125 KT

- SEM FLAP

- $b = 10\text{m}$ $C_r = 1.5\text{m}$ $C_t = 1.4\text{m}$

- $\alpha_{\text{Far}} = 3$ Graus NENHUMA TORÇÃO

SUSTENTAÇÃO E ARRASTO EM ASAS FINITAS

* GEOMETRIA *

AEROFOLIO UTILIZADO : naca1408
INCLINACAO DA CURVA DE C_l : 4.9548
ANG.DE ATAQUE COM $L=0$ (CLO) : -0.6496 Graus

ENVERGADURA TOTAL (b) : 10.0000 m
COMPRIMENTO DA CORDA NA RAIZ DA ASA : 1.5000 m
COMPRIMENTO DA CORDA NA PONTA DA ASA : 1.4000 m
ANGULO DE ATAQUE NA RAIZ : 3.0000 Graus
TORCAO RELATIVA ENTRE RAIZ e PONTA : 0.0000 Graus

* CONDICÖES DO AR AO LONGE *

ALTITUDE DE CRUZEIRO : 3048 m
PRESSAO ESTATICA : 70610.11 Pa
TEMPERATURA ESTATICA : 268.1972 K
DENSIDADE ESTATICA : 0.9172 Kg/m³
VISCOSIDADE ABSOLUTA : 0.0000169 N.s/m²
VELOCIDADE INDICADA : 64.30 m/s
VELOCIDADE AERODINAMICA : 74.31 m/s

* FORÇAS, MOMENTOS, POTENCIAS E DOWN WASH *

SUSTENTACAO TOTAL	: L =	7568.8844 N
SUSTENTACAO CORRIGIDA	: Lc =	7770.2995 N
ARRASTO INDUZIDO	: Di =	148.1824 N
ARRASTO INDUZIDO CORRIGIDO	: Dic =	152.1257 N
ARRASTO DE FRICCAO+PRESSAO	: Df =	112.5667 N
ARR.DE FRIC+PRES CORRIGIDO	: Dfc =	115.5622 N
ARRASTO TOTAL	: D =	260.7490 N
ARRASTO TOTAL CORRIGIDO	: Dc =	267.6878 N
MOMENTO DE ROLAGEM	: Hr =	-444.9932 Nm
MOMENTO DE ROL. CORRIGIDO	: Hrc =	-456.8349 Nm
MOMENTO DE GUINADA	: Hy =	26.3543 Nm
MOMENTO DE GUINADA CORRIGIDO	: Hyc =	27.0557 Nm
EFICIENCIA AERODINAMICA	: E =	29.0275
ANGULO DE PLANEIO	: AP =	1.9731 Graus
RAZAO DE PLANEIO	: RZ =	3.4450:100 => -259.09 Ft/min

DOWN WASH : W = 2.9938 m/s

POTENCIA MINIMA NECESSARIA (65% PMAX)	: Nmin =	13.34 HP
POTENCIA DE PROJETO MAXIMA	: N =	20.52 HP
POTENCIA NECESSARIA PARA UM MOTOR OTIO	: Pot =	58.40 HP

* DISTRIBUICAO DE SUSTENTACAO NA SEMI-ASA *

ANG. [Graus]	y [m]	CL(local)	SUSTENTACAO [N/m]
0.00	5.0000	0.0000	0.0000
6.00	4.9726	0.0420	148.9598
12.00	4.8907	0.0804	285.4782
18.00	4.7553	0.1139	405.2254
24.00	4.5677	0.1423	507.5733
30.00	4.3301	0.1658	593.5480
36.00	4.0451	0.1850	664.9549
42.00	3.7157	0.2005	723.7970
48.00	3.3457	0.2127	771.9982
54.00	2.9389	0.2223	811.2341
60.00	2.5000	0.2295	842.6922
66.00	2.0337	0.2349	866.0364
72.00	1.5451	0.2385	887.4457
78.00	1.0396	0.2407	901.5760
84.00	0.5226	0.2414	910.6155
90.00	0.0000	0.2407	914.1545

Na figura abaixo temos um gráfico que mostra esta distribuição. Note que o perfil obtido não é elíptico, já que a asa tem formato trapezoidal e razão de aspecto razoável.

PMC 580/581 - PROJETO MECANICO I e II (TRABALHO DE FORMATURA)

PRESSAO DINAMICA : 2532.3751 Pa
PRESSAO TOTAL : 73142.4869 Pa

NUMERO MACH : 0.2262
NUMERO DE REYNOLDS MEDIO : 5839245.80
FATOR DE PRANDTL-GLAUERT : 0.9741

* SOLUCAO DO SISTEMA : COEFICIENTES DE FOURIER *

A 1 = 0.0190275975
A 2 = 0.0017898863
A 3 = 0.0003951038
A 4 = 0.0000919493
A 5 = 0.0000413663
A 6 = 0.0000130132
A 7 = 0.0000097416
A 8 = 0.0000030309
A 9 = 0.0000034811
A10 = 0.0000008008
A11 = 0.0000015658
A12 = 0.0000000977
A13 = 0.0000007970
A14 = -0.0000002009
A15 = 0.0000004135

RESULTADOS OBTIDOS :

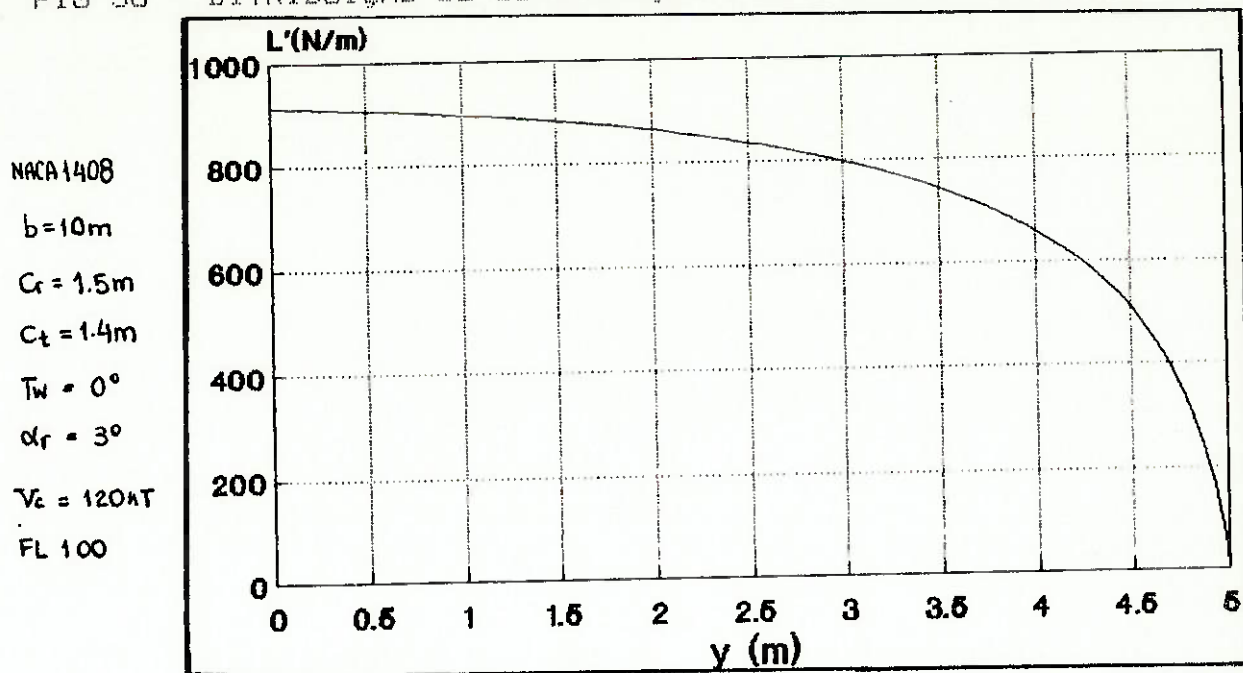
* ASPECTOS GEOMETRICOS *

AREA UTIL : 14.5000 m2
RAZAO DE ASPECTO : 3.4483
TAPER RATIO : 0.9333
CORDA MEDIA GEOMETRICA : 1.4500 m em y = 2.5000 m
CORDA MEDIA AERODINAMICA : 1.4506 m em y = 2.4713 m
INCIDENCIA NA RAIZ : 3.0000 Graus
WASHOUT : 0.0000 Graus

* COEFICIENTES AERODINAMICOS *

COEFICIENTE DE SUSTENTACAO : CL = 0.2061
COEF. DE SUSTENTACAO CORRIGIDO : CLc = 0.2116
COEF. DE ARRASTO INDUZIDO : CDi = 0.0040
COEF. DE ARRASTO INDUZIDO IDEAL : CDie = 0.0039 (Carregamento eliptic
COEF. DE ARRASTO INDUZIDO CORRIG. : CDic = 0.0041
COEF. DE ARRASTO DE FRICCAO+FORMA : CDf = 0.0031
COEF. DE ARR.FRICCAO+FORMA CORRIG. : CDfc = 0.0031
COEF. DE ARRASTO TOTAL : CD = 0.0071
COEF. DE ARRASTO TOTAL CORRIGIDO : CDc = 0.0073
COEF. DE MOMENTO DE ROLAGEM : CMr = -0.0167
COEF. DE MOMENTO DE ROLAGEM CORR. : CMrc = -0.0172
COEF. DE MOMENTO DE GUINADA : CMγ = 0.0010
COEF. DE MOM.DE GUINADA CORRIGIDO : CMγc = 0.0010

FIG 38 - DISTRIBUIÇÃO DE SUSTENTAÇÃO : ASA TRAPEZOIDAL SEM FLAP



Ao introduzirmos um flap na asa alteramos o perfil de sustentação. Para verificar este efeito executamos o programa ASH novamente com as mesmas condições:

NIVEL DE CRUZEIRO : FL100 (10000 FT)

- VELOCIDADE DE CRUZEIRO : 125 KT

- FLAP FOWLLER : ESTAÇÃO DE INICIO - $y = 0.0m$

ESTAÇÃO FINAL - $y = 2.5m$

COMPRIMENTO - $0.40m$

DEFLEXÃO - 25 Graus

- $b = 10m$ $C_r = 1.5m$ $C_t = 1.4m$

- ALFAr = 3 Graus NENHUMA TORÇÃO

SUSTENTACAO EM ASAS FINITAS:

* GEOMETRIA *

AEROFOLIO UTILIZADO : naca1408
 INCLINACAO DA CURVA DE C1 : 4.8548
 ANG.DE ATAQUE COM L=0 (CLO) : -0.5496 Graus

ENVERGADURA TOTAL (b) : 10.0000 m
 COMPRIMENTO DA CORDA NA RAIZ DA ASA : 1.5000 m
 COMPRIMENTO DA CORDA NA PONTA DA ASA : 1.4000 m
 ANGULO DE ATAQUE NA RAIZ : 3.0000 Graus
 TORCAO RELATIVA ENTRE RAIZ e PONTA : 0.0000 Graus

FLAPs : tipo Fowler

ESTACAO INICIAL NA SEMI-ASA : 0.5000 m
 ESTACAO FINAL NA SEMI-ASA : 2.5000 m
 COMPRIMENTO : 0.4000 m
 DEFLEXAO : 25.0000 Graus

* CONDICAOES DO AR AO LONGE *

ALTITUDE DE CRUZEIRO : 3048 m
 PRESSAO ESTATICA : 70610.11 Pa
 TEMPERATURA ESTATICA : 228.1972 K
 DENSIDADE ESTATICA : 0.7172 kg/m3
 VISCOSIDADE ABSOLUTA : 0.0000189 N.s/m2
 VELOCIDADE INDICADA : 64.30 m/s
 VELOCIDADE AERODINAMICA : 74.31 m/s
 PRESSAO DINAMICA : 2832.3751 Pa
 PRESSAO TOTAL : 73142.4869 Pa
 NUMERO MACH : 0.2262
 NUMERO DE REYNOLDS MEDIO : 5839245.80
 FATOR DE PRANDTL-GLAUERT : 0.9741

* SOLUCAO DO SISTEMA : COEFICIENTES DE FOURIER *

A 1 = 0.0348828427
 A 2 = -0.0046592686
 A 3 = 0.0021077605
 A 4 = 0.0011476241
 A 5 = -0.0017698599
 A 6 = 0.0014179215
 A 7 = -0.0005923289
 A 8 = 0.0000378033
 A 9 = 0.0000758946
 A10 = 0.0001698548
 A11 = -0.0004645818
 A12 = 0.0005815325
 A13 = -0.0004569675
 A14 = 0.0002168278
 A15 = -0.0000406480

RESULTADOS OBTIDOS :

* ASPECTOS GEOMETRICOS *

AREA UTIL : 14.5000 m²
 RAZAO DE ASPECTO : 3.4483
 TAPER RATIO : 0.9333
 CORDA MEDIA GEOMETRICA : 1.4500 m em y = 2.5000 m
 CORDA MEDIA AERODINAMICA : 1.4506 m em y = 2.4713 m
 INCIDENCIA NA RAIZ : 3.0000 Graus
 WASHOUT : 0.0000 Graus

* COEFICIENTES AERODINAMICOS *

COEFICIENTE DE SUSTENTACAO : CL = 0.3779
 COEF. DE SUSTENTACAO CORRIGIDO : CLc = 0.3879
 COEF. DE ARRASTO INDUZIDO : CDi = 0.0150
 COEF. DE ARRASTO INDUZIDO IDEAL : CDie = 0.0132 (Carregamento eliptic
 COEF. DE ARRASTO INDUZIDO CORRIG. : CDic = 0.0154
 COEF. DE ARRASTO DE FRICCAO+FORMA : CDf = 0.0031
 COEF. DE ARR.FRICCAO+FORMA CORRIG. : CDfc = 0.0031
 COEF. DE ARRASTO TOTAL : CD = 0.0181
 COEF. DE ARRASTO TOTAL CORRIGIDO : CDc = 0.0166
 COEF. DE MOMENTO DE ROLAGEM : CMr = 0.0435
 COEF. DE MOMENTO DE ROLAGEM CORR. : CMrc = 0.0447
 COEF. DE MOMENTO DE GUINADA : CMY = -0.0055
 COEF. DE MOM.DE GUINADA CORRIGIDO : CMyc = -0.0057

* FORÇAS, MOMENTOS, POTENCIAS E DOWN WASH *

SUSTENTACAO TOTAL : L = 13875.6560 N
 SUSTENTACAO CORRIGIDA : Lc = 14245.1056 N
 ARRASTO INDUZIDO : Di = 552.0275 N
 ARRASTO INDUZIDO CORRIGIDO : Dic = 566.7175 N
 ARRASTO DE FRICCAO+PRESAO : Df = 112.3662 N
 ARR.DE FRIC+PRES CORRIGIDO : Dfc = 115.3564 N
 ARRASTO TOTAL : D = 664.3937 N
 ARRASTO TOTAL CORRIGIDO : Dc = 682.0739 N
 MOMENTO DE ROLAGEM : Mr = 1156.3657 Nm
 MOMENTO DE ROL. CORRIGIDO : Mrc = 1189.1909 Nm
 MOMENTO DE GUINADA : MY = -147.6895 Nm
 MOMENTO DE GUINADA CORRIGIDO : MYc = -151.6197 Nm

EFICIENCIA AERODINAMICA : E = 20.8850
 ANGULO DE PLANEIO : AP = 2.7413 Graus
 RAZAO DE PLANEIO : KZ = 4.7881:100 → 359.91 Ft/min

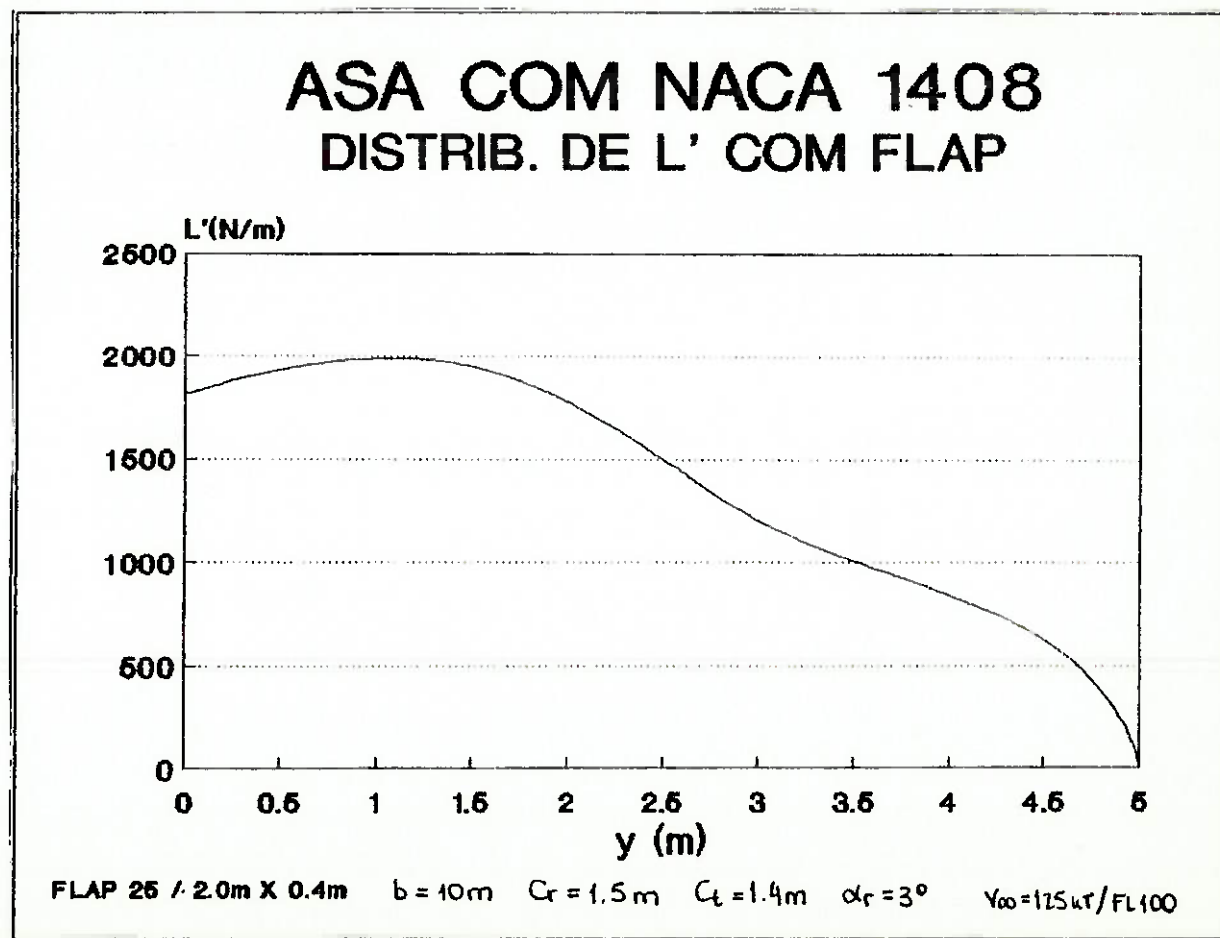
DOWN WASH : W = 6.2364 m/s

POTENCIA MINIMA NECESSARIA (65% PMAX) : Pmin = 33.98 HP
 POTENCIA DE PROJETO MAXIMA : N = 52.28 HP
 POTENCIA NECESSARIA PARA UM MOTOR OTTO : Pot = 174.26 HP

* DISTRIBUICAO DE SUSTENTACAO NA SEMI-ASA *

ANG. [Graus]	y [m]	CL(local)	SUSTENTACAO [N/m]
0.00	5.0000	0.0000	0.0000
6.00	4.9726	0.0502	178.1777
12.00	4.8907	0.0965	342.8281
18.00	4.7553	0.1377	489.8810
24.00	4.5677	0.1739	620.2202
30.00	4.3301	0.2057	736.2253
36.00	4.0451	0.2346	843.2215
42.00	3.7157	0.2620	945.9875
48.00	3.3457	0.2911	1056.4455
54.00	2.9389	0.3249	1185.6966
60.00	2.5000	0.3803	1396.3054
66.00	2.0337	0.5017	1854.0890
72.00	1.5451	0.5483	2039.5840
78.00	1.0396	0.5633	2110.0351
84.00	0.5226	0.5480	2067.1412
90.00	0.0000	0.4768	1810.9704

FIG 39 - EFEITO DO FLAP NO PERFIL DE SUSTENTACOES



Perceba que a sustentação total praticamente dobrou, elevando o valor de CL. Isso permite que a aeronave possa voar em velocidades mais baixas para um mesmo carregamento de peso, sem estolar, condição ideal para aproximações mais lentas, pousos e decolagens mais curtas. Entretanto percebe-se que a razão de planeio foi aumentada, devido ao aumento do arrasto da asa, implicando também no aumento do ângulo de planeio. Isso nos leva a concluir que apesar do flap permitir aproximações em velocidades menores, o ângulo de aproximação é maior, provocando uma descida mais íngreme. Por isso em caso de falha do motor durante um pouso, NUNCA deve-se adicionar flap, mudando-se de que assim a aeronave permaneça maior tempo no ar. Pelo contrário, flap só deve ser adicionado na certeza de um pouso seguro, pois este diminui a distância percorrida horizontalmente devido ao aumento da inclinação da rampa de aproximação.

Em decolagens é recomendado o uso de flap com deflexões médias dependendo do peso da aeronave. Assim como na descida, o aumento do CL com o uso do flap provocará um aumento da inclinação da trajetória de subida e diminuição da velocidade adotada na subida para determinada razão de subida fixa. Quando a aeronave se encontra pesada, quando existem obstáculos que interfiram na trajetória de subida ou em pistas curtas recomenda-se o uso de flap para se ganhar altitude mais rapidamente nos primeiros 1000ft, e após isto retirá-lo para permitir uma melhor aceleração da aeronave. Geralmente utiliza-se o flap na decolagem para tirar a aeronave o mais cedo possível do solo, em velocidades menores, a fim de a corrida em solo seja mais

curta do que para a configuração "limpa".Muitas vezes o que permite a decolagem de uma aeronave pesada em pistas curtas é o uso do flap,pois sem ele o comprimento seguro de pista seria ultrapassado.Entretanto deve se considerar também que a inclusão de flap significa arrasto e portanto aumento de potência requerida na decolagem.Só deve ser utilizado onde se queira ângulo de subida e não velocidade de subida(a fim de atingir mais rapidamente determinada altitude).

Na figura abaixo ilustramos o que ocorre com a distribuição de sustentações ao inserirmos este tipo de flap.Note que nas secções onde existe flap,a sustentação cresce bastante,já que com este afetamos o ângulo de ataque efetivo local,bem como a corda efetiva local.

A seguir vamos verificar o efeito do WASHOUT (Torção da ponta da asa) no perfil de sustentações.Sabe-se que os esforços aerodinâmicos em asas de grande razão de aspecto tendem a torcer estas no sentido de aumentar o ângulo de ataque em suas pontas,acarretando um aumento do DOWN WASH da asa (e portanto do arrasto induzido) e um STOL prematuro destas antes da velocidade nominal para que isto aconteça,prejudicando violentamente a sustentação total gerada.Como solução os engenheiros projetam as secções junto às pontas em ângulo de ataque menor do que o referido nominalmente de modo a compensar o efeito de torção aerodinâmica e em cruzeiro todas as secções voarem sob o mesmo ângulo de ataque.Em asas de pequena razão de aspecto esta torção é desprezível e para efeito de cálculo podem ser consideradas com rigidez quase infinita.Isto pode ser aplicáveis para aeronaves de pequeno porte,que voem em baixas velocidades,com razão de aspecto

máximo de 5. No programa desenvolvido não calculamos a torção desenvolvida em cada velocidade para cada asa, já que não dispomos de método numérico que calcule a rigidez de uma seção de asa e nem cabe aos objetivos deste trabalho. Entretanto, dados o valor de torção relativa entre a seção da ponta e a da raiz e supondo que a rotação se desenvolva de maneira linear, podemos estimar o que pode ocorrer com o perfil de sustentações. Apenas a título de ilustração vejamos o que ocorre com os valores finais calculados se houver uma rotação relativa de 3 Graus da raiz em relação à ponta, considerando as mesmas condições de voo anteriores:

NIVEL DE CRUZEIRO : PL100 (10000 FT)

- VELOCIDADE DE CRUZEIRO : 125 KT

- SEM FLAP

- b = 10m CL = 1.5m CR = 1.4m

- ALFAr = 3 Graus

- WASHOUT = 3 Graus

SUSTENTACAO EM ASAS FINITAS:

* GEOMETRIA *

AEROFOLIO UTILIZADO : naca1408
INCLINACAO DA CURVA DE C1 : 4.8548
ANG.DE ATAQUE COM L=0 (CLO) : -0.6496 Graus

ENVERGADURA TOTAL (b) : 10.0000 m
COMPRIMENTO DA CORDA NA RAIZ DA ASA : 1.5000 m
COMPRIMENTO DA CORDA NA PONTA DA ASA : 1.4000 m
ANGULO DE ATAQUE NA RAIZ : 3.0000 Graus
TORCAO RELATIVA ENTRE RAIZ e PONTA : 3.0000 Graus

* CONDICÖES DO AR AO LONGE *

ALTITUDE DE CRUZEIRO : 3048 m
 PRESSAO ESTATICA : 70610.11 Pa
 TEMPERATURA ESTATICA : 268.1972 K
 DENSIDADE ESTATICA : 0.9172 kg/m³
 VISCOSIDADE ABSOLUTA : 0.0000169 N.s/m²
 VELOCIDADE INDICADA : 64.30 m/s
 VELOCIDADE AERODINAMICA : 74.31 m/s

PRESSAO DINAMICA : 2532.3751 Pa
 PRESSAO TOTAL : 73142.4869 Pa

NUMERO MACH : 0.2262
 NUMERO DE REYNOLDS MEDIO : 5839245.80
 FATOR DE PRANDTL-GLAUERT : 0.9741

* SOLUCAO DO SISTEMA : COEFICIENTES DE FOURIER *

A 1 = 0.0260054861
 A 2 = 0.0051801099
 A 3 = 0.0003012901
 A 4 = 0.0003187422
 A 5 = -0.0000104328
 A 6 = 0.0000693651
 A 7 = -0.0000143984
 A 8 = 0.0000265948
 A 9 = -0.0000101351
 A10 = 0.0000137498
 A11 = -0.0000074412
 A12 = 0.0000086003
 A13 = -0.0000059791
 A14 = 0.0000061826
 A15 = -0.0000052793

RESULTADOS OBTIDOS :

* ASPECTOS GEOMETRICOS *

AREA UTIL : 14.5000 m²
 RAZAO DE ASPECTO : 3.4483
 TAPER RATIO : 0.9333
 CORDA MEDIA GEOMETRICA : 1.4500 m em y = 2.5000 m
 CORDA MEDIA AERODINAMICA : 1.4506 m em y = 2.4713 m
 INCIDENCIA NA RAIZ : 3.0000 Graus
 WASHOUT : 3.0000 Graus

* COEFICIENTES AERODINAMICOS *

COEFICIENTE DE SUSTENTACAO	: CL	= 0.2817
COEF. DE SUSTENTACAO CORRIGIDO	: CLc	= 0.2892
COEF. DE ARRASTO INDUZIDO	: CDi	= 0.0082
COEF. DE ARRASTO INDUZIDO IDEAL	: CDie	= 0.0073 (Carregamento eliptic
COEF. DE ARRASTO INDUZIDO CORRIG.	: CDic	= 0.0064
COEF. DE ARRASTO DE FRICCAO+FORMA	: CDf	= 0.0031
COEF. DE ARR.FRICCAO+FORMA CORRIG.	: CDfc	= 0.0031
COEF. DE ARRASTO TOTAL	: CD	= 0.0113
COEF. DE ARRASTO TOTAL CORRIGIDO	: CDc	= 0.0116
COEF. DE MOMENTO DE ROLAGEM	: CMr	= -0.0484
COEF. DE MOMENTO DE ROLAGEM CORR.	: CMrc	= -0.0497
COEF. DE MOMENTO DE GUINADA	: CMγ	= 0.0039
COEF. DE MOM.DE GUINADA CORRIGIDO	: CMγc	= 0.0040

* FORÇAS, MOMENTOS, POTENCIAS E DOWN WASH *

SUSTENTACAO TOTAL	: L	= 10344.5807 N
SUSTENTACAO CORRIGIDA	: Lc	= 10619.9597 N
ARRASTO INDUZIDO	: Di	= 301.5323 N
ARRASTO INDUZIDO CORRIGIDO	: Dic	= 309.5583 N
ARRASTO DE FRICCAO+PRESSAO	: Df	= 112.5699 N
ARR.DE FRIC+PRES CORRIGIDO	: Dfc	= 115.5655 N
ARRASTO TOTAL	: D	= 414.1022 N
ARRASTO TOTAL CORRIGIDO	: Dc	= 425.1219 N
MOMENTO DE ROLAGEM	: Mr	= -1287.3548 Nm
MOMENTO DE ROL. CORRIGIDO	: Mrc	= -1322.1258 Nm
MOMENTO DE GUINADA	: My	= 102.5635 Nm
MOMENTO DE GUINADA CORRIGIDO	: Myc	= 105.2928 Nm

EFICIENCIA AERODINAMICA	: E	= 24.7807
ANGULO DE PLANEIO	: AP	= 2.2924 Grads
RAZAO DE PLANEIO	: RZ	= 4.6031:100 => -301.00 FL/min

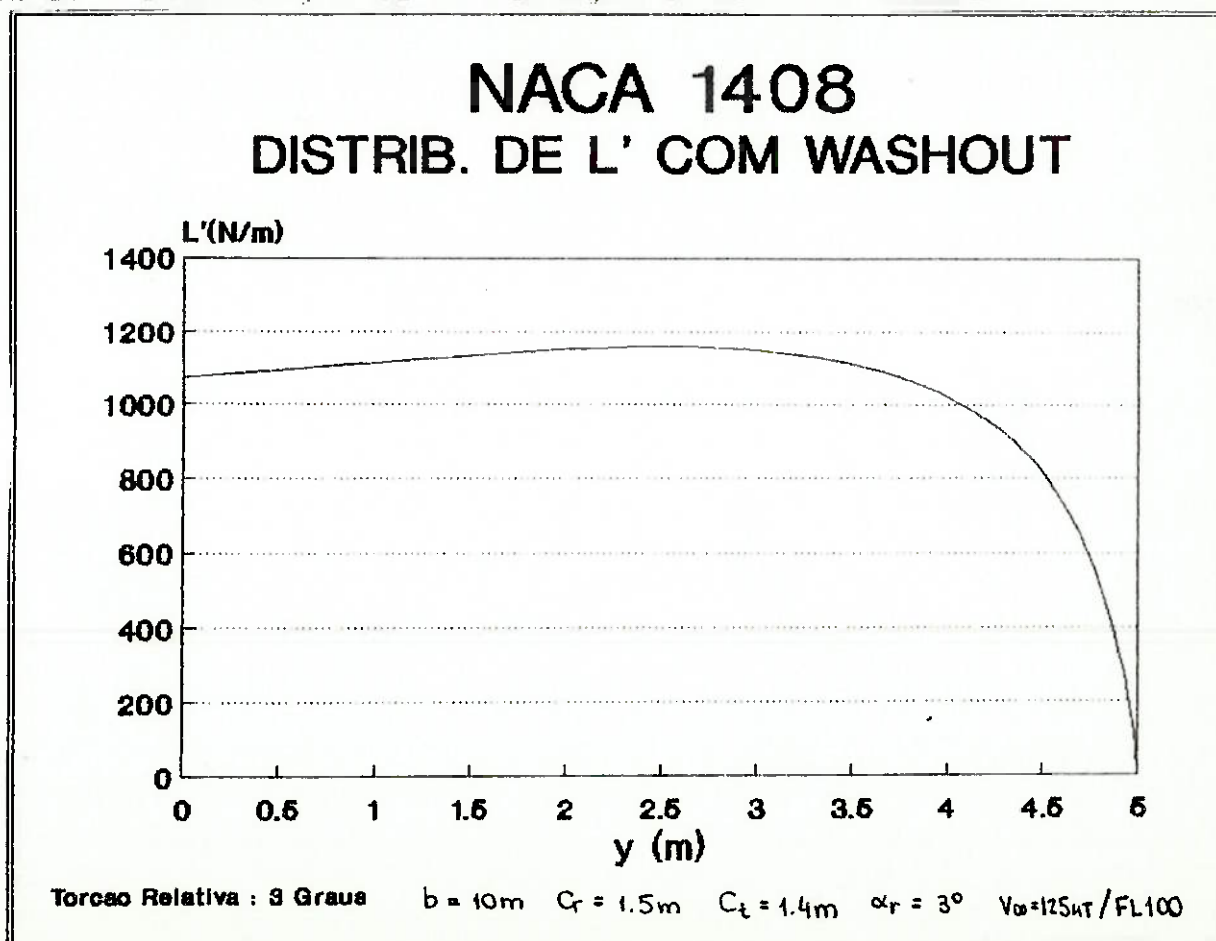
DOWN WASH	: W	= 5.7373 m/s
-----------	-----	--------------

POTENCIA MINIMA NECESSARIA (85% P _{MAX})	: P _{min}	= 21.18 HP
POTENCIA DE PROJETO MAXIMA	: N	= 33.59 HP
POTENCIA NECESSARIA PARA UM MOTOR OTTO	: P _{ot}	= 108.63 HP

* DISTRIBUICAO DE SUSTENTACAO NA SEMI-ASA *

ANG. [Graus]	y [m]	CL(local)	SUSTENTACAO [N/m]
0.00	5.0000	0.0000	0.0000
6.00	4.9726	0.0677	247.0385
12.00	4.8907	0.1327	471.0979
18.00	4.7553	0.1864	663.0691
24.00	4.5677	0.2300	820.5078
30.00	4.3301	0.2638	944.2875
36.00	4.0451	0.2886	1037.0393
42.00	3.7157	0.3053	1102.2155
48.00	3.3457	0.3151	1143.4611
54.00	2.9389	0.3191	1164.4644
60.00	2.5000	0.3183	1168.5779
66.00	2.0337	0.3138	1159.6190
72.00	1.5451	0.3066	1140.6252
78.00	1.0396	0.2979	1115.8097
84.00	0.5226	0.2889	1087.7137
90.00	0.0000	0.2824	1072.6504

FIG 39 - DISTRIBUICAO DE SUSTENTACAO EM ASA COM WASHOUT



Verifique que a presença do WASHOUT tem efeito similar ao do flap : aumento significativo da sustentação e do arrasto. Entretanto o perfil de sustentações apresenta progressão mais suave sendo melhor do ponto de vista ^sestrutural. O problema é que o arrasto total cresce muito, já que o arrasto induzido é bastante elevado, fazendo-se necessária grande potência requerida para manter o voo reto horizontal em cruzeiro.

TESTE 2 : AEROFOLIO CLARK-Y

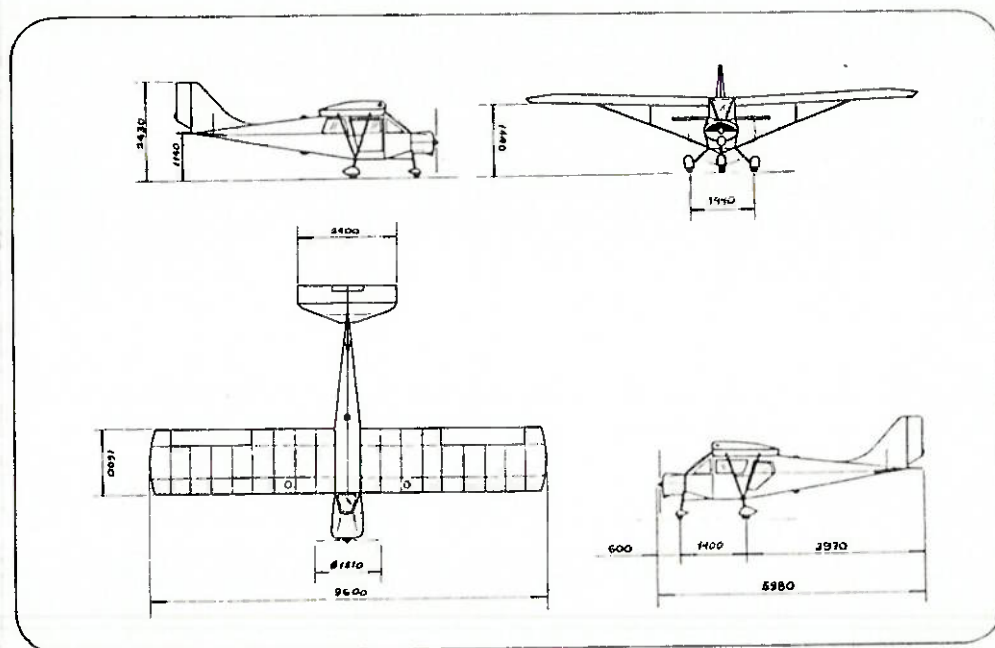
Vamos agora verificar, por intermédio do sistema desenvolvido, os resultados gerados para uma asa de uma aeronave conhecida. Para isto, adotamos como modelo uma aeronave nacional de pequeno porte, recentemente lançada no mercado para atender a demanda de instrução básica de pilotos em aeroclubes. Trata-se do PAULY - STAR 105A-10 "GAVIAO", provável substituto nacional do lendário Paulistinha.

É uma aeronave com as seguintes características gerais: biplace, duplo comando, monoplano, monomotor, asa alta com montantes e tanques de combustível, trem de pouso fixo modelo triciclo, utilizando-se de motor de ciclo Otto de aproximadamente 50HP (VW 1800 ou ROTAX 582), hélice de madeira blindada, partida elétrica com alternador e bateria, farol de pouso, homologado para voo VFR Diurno na categoria Ultra Leve Avançado segundo a classificação Brasileira.

Segundo informações do fabricante, esta aeronave deve operar em uma altitude média de 4000FT e no projeto original utiliza-se o aerofólio NACA2412 ao longo de todas as seções de suas asas, mas ultimamente tem sido utilizado o perfil CLARK-Y (devido à facilidade de fabricação) em sua construção que produz praticamente os mesmos resultados. O ângulo de incidência da asa é de aproximadamente 5 Graus.

Suas características operacionais encontram-se nas figuras abaixo:

FIG 41 - STAR 105A/10 "Gavião"



STAR 105-A10 "GAVIÃO"	2 LUGARES HÉLICE PÁ FIXA	VESTOL (SEM POTÊNCIA)	40 km/h 25 m/ph
ENVERGADURA DA ASA	9,66 m	VEL. DE SUBIDA C/ 2 PESSOAS	350 pés/min
CORDA DA ASA	1,60 m	AUTONOMIA (COM VCruz. ECONÔMICA)	5 h
ÁREA DA ASA	15,46 m ²	ALCANCE (COM VCruz ECONÔMICA)	500 km
COMPRIMENTO DO AVIÃO	5,980 m	PESO VAZIO (MÉDIO)	297 kgf
MOTOR VOLKSWAGEN 1800	48 HP A 3100 RPM	PESO MAX. DE DECOLAGEM	510 kgf
CAPACIDADE TOTAL DOS TANQUES	50 l	CARGA ALAR	33,0 kgf/m ²
ALONGAMENTO	6	CARGA DE POTÊNCIA (P _{MAX})	10,6 kgf/hp
VELOCIDADE DE CRUZEIRO	120 km/h 74 m/ph	CORRIDA NO SOLO (NA DECOLAGEM OU NO POUSO)	150 m
VCruz. ECONÔMICA	100 km/h 62 m/ph		
VNE (VEL. A NUNCA EXCEDER)	140 km/h 87 m/ph		

Vamos inicialmente executar os programas GEOMETRIA e AEROFOLI para avaliar o aerofólio CLARK-Y:

GEOMETRIA

GEOMETRIA DO AEROFOLIO e DISCRETIZACAO :

* AEROFOLIO : clarky

* COORDENADAS DAS SUPERFICIES *

EXTRADORSO

INTRADORSO

	Xe	Ye	Xi	Yi
1	0.0000	0.0000	0.0000	0.0000
2	0.0013	0.0042	0.0013	-0.0042
3	0.0025	0.0118	0.0025	-0.0118
4	0.0038	0.0140	0.0038	-0.0140
5	0.0050	0.0154	0.0050	-0.0154
6	0.0063	0.0167	0.0063	-0.0167
7	0.0075	0.0177	0.0075	-0.0175

PMC 580/581 - PROJETO MECANICO I e II (TRABALHO DE FORMATURA)

8	0.0083	0.0191	0.0083	-0.0188
9	0.0100	0.0198	0.0100	-0.0191
10	0.0117	0.0221	0.0117	-0.0193
11	0.0133	0.0234	0.0133	-0.0202
12	0.0150	0.0242	0.0150	-0.0206
13	0.0167	0.0254	0.0167	-0.0213
14	0.0183	0.0264	0.0183	-0.0217
15	0.0208	0.0272	0.0208	-0.0222
16	0.0250	0.0294	0.0250	-0.0228
17	0.0333	0.0338	0.0333	-0.0250
18	0.0417	0.0367	0.0417	-0.0264
19	0.0500	0.0397	0.0500	-0.0279
20	0.0583	0.0427	0.0583	-0.0294
21	0.0667	0.0453	0.0667	-0.0308
22	0.0750	0.0478	0.0750	-0.0323
23	0.0833	0.0500	0.0833	-0.0338
24	0.1042	0.0556	0.1042	-0.0346
25	0.1250	0.0610	0.1250	-0.0353
26	0.1458	0.0654	0.1458	-0.0360
27	0.1667	0.0706	0.1667	-0.0367
28	0.2083	0.0765	0.2083	-0.0367
29	0.2500	0.0809	0.2500	-0.0350
30	0.2917	0.0838	0.2917	-0.0333
31	0.3333	0.0860	0.3333	-0.0308
32	0.3750	0.0867	0.3750	-0.0275
33	0.4167	0.0862	0.4167	-0.0250
34	0.4583	0.0858	0.4583	-0.0225
35	0.5000	0.0850	0.5000	-0.0197
36	0.5417	0.0838	0.5417	-0.0177
37	0.5833	0.0807	0.5833	-0.0155
38	0.6250	0.0765	0.6250	-0.0132
39	0.6667	0.0713	0.6667	-0.0120
40	0.7083	0.0655	0.7083	-0.0105
41	0.7500	0.0588	0.7500	-0.0075
42	0.7917	0.0529	0.7917	-0.0053
43	0.8333	0.0477	0.8333	-0.0033
44	0.8750	0.0337	0.8750	-0.0042
45	0.9167	0.0255	0.9167	-0.0027
46	0.9583	0.0158	0.9583	-0.0017
47	0.9750	0.0067	0.9750	-0.0007
48	1.0000	0.0000	1.0000	0.0000

* COEFICIENTES DOS POLINOMIOS INTERPOLADORES:

* EXTRADORSO *

PARABOLA 1 :

A0 = 0.0143

A1 = 0.4810

A2 = -0.7995

PARABOLA 2 :

B0 = 0.0400

B1 = 0.2202

B2 = -0.2574

* INTRADORSO *

PARABOLA 3 :

D0 = -0.0129

D1 = -0.3541

D2 = 1.2264

CUBICA 1 :

C0 = -0.0502

C1 = 0.0588

C2 = 0.0132

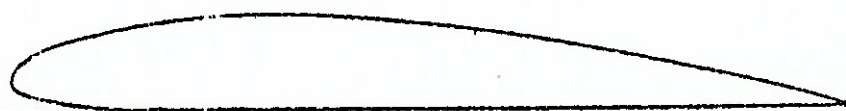
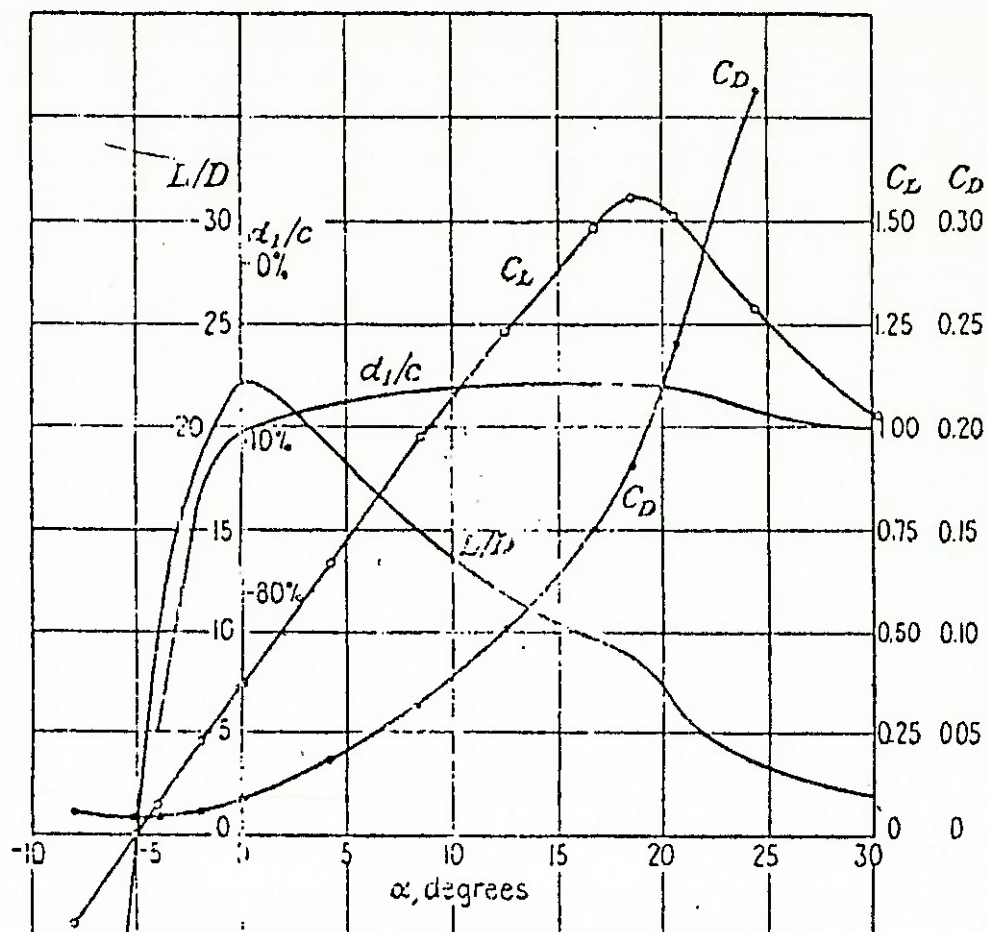
C3 = -0.0223

* DISCRETIZACAO DOS PAINELIS *

1 :	(	0.0000,	0.0143)	-	(	0.0750,	0.0459)
2 :	(	0.0750,	0.0459)	-	(	0.1500,	0.0685)
3 :	(	0.1500,	0.0685)	-	(	0.2250,	0.0821)
4 :	(	0.2250,	0.0821)	-	(	0.3000,	0.0867)
5 :	(	0.3000,	0.0867)	-	(	0.3750,	0.0861)
6 :	(	0.3750,	0.0861)	-	(	0.4792,	0.0859)
7 :	(	0.4792,	0.0859)	-	(	0.5833,	0.0802)
8 :	(	0.5833,	0.0802)	-	(	0.6875,	0.0688)
9 :	(	0.6875,	0.0688)	-	(	0.7917,	0.0517)
10 :	(	0.7917,	0.0517)	-	(	0.8958,	0.0291)
11 :	(	0.8958,	0.0291)	-	(	1.0000,	0.0000)
12 :	(	1.0000,	-0.0005)	-	(	0.8681,	-0.0038)
13 :	(	0.8681,	-0.0038)	-	(	0.7361,	-0.0087)
14 :	(	0.7361,	-0.0087)	-	(	0.6042,	-0.0148)
15 :	(	0.6042,	-0.0148)	-	(	0.4722,	-0.0218)
16 :	(	0.4722,	-0.0218)	-	(	0.3403,	-0.0295)
17 :	(	0.3403,	-0.0295)	-	(	0.2083,	-0.0375)
18 :	(	0.2083,	-0.0375)	-	(	0.1736,	-0.0375)
19 :	(	0.1736,	-0.0375)	-	(	0.1389,	-0.0385)
20 :	(	0.1389,	-0.0385)	-	(	0.1042,	-0.0365)
21 :	(	0.1042,	-0.0365)	-	(	0.0694,	-0.0316)
22 :	(	0.0694,	-0.0316)	-	(	0.0347,	-0.0238)
23 :	(	0.0347,	-0.0238)	-	(	0.0000,	-0.0129)

CORDA : 1.0000

FIG 42 - AEROFOLIO CLARK Y



Clark Y (1922)

PROGRAMA AEROFOLI

=====

=====

- NIVEL DE CRUZEIRO : FL30 (3000 FT)

- VELOCIDADE DE CRUZEIRO : 65 KT = 120 Km/h

- SEM O USO DE FLAP

=====

CALCULO DA SUSTENTACAO e ARRASTO PARA O AEROFOLIO clarky

Numero de paineis : 23
Corda : 1.0000 m

* CONDICAOES DO AR AO LONGE *

ALTITUDE DE CRUZEIRO : 914 m
PRESSAO ESTATICA : 90917.1813 Pa
TEMPERATURA ESTATICA : 282.0572 K
VISCOSIDADE ABSOLUTA : 0.0000176 N*s/m2
DENSIDADE : 1.1230 kg/M3
VELOCIDADE INDICADA : 33.4360 m/s
VELOCIDADE AERODINAM.: 34.9222 m/s

PRESSAO DINAMICA : 684.7542 Pa
PRESSAO TOTAL : 91661.9355 Pa

NUMERO DE REYNOLDS : 2227137.02
NUMERO MACH : 0.1037
FATOR DE PRANDTL : 0.9946

* RESULTADOS OBTIDOS *

ANG.AT. [Graus]	CIRCULACAO [m2/seg]	SUSTENTACAO [N/m]	ARRASTO [N/m]	MOMENTO [Nm/c]	CL	CD	CM	Xcp [m]
0.00	6.21	243.52	4.43	-0.08	0.358	0.006	-0.089	0.2253
0.50	6.85	268.82	4.48	-0.07	0.395	0.007	-0.099	0.2251
1.00	7.50	294.09	4.64	-0.10	0.432	0.007	-0.108	0.2250
1.50	8.14	319.35	4.90	-0.11	0.469	0.007	-0.117	0.2248
2.00	8.77	344.58	5.26	-0.11	0.506	0.008	-0.126	0.2246
2.50	9.43	369.79	5.73	-0.12	0.543	0.008	-0.136	0.2244
3.00	10.07	394.97	6.31	-0.13	0.580	0.009	-0.145	0.2242
3.50	10.71	420.11	6.98	-0.14	0.617	0.010	-0.154	0.2239
4.00	11.35	445.23	7.77	-0.15	0.654	0.011	-0.163	0.2237
4.50	11.99	470.31	8.65	-0.15	0.691	0.013	-0.172	0.2234

MC 580/581 - PROJETO MECANICO I e II (TRABALHO DE FORMATURA)

	5.00	12.63	495.35	9.64	-0.16	0.727	0.014	-0.182	0.2231
5.50	13.27	520.36	10.73	-0.17	0.764	0.016	-0.191	0.2228	
6.00	13.91	545.33	11.92	-0.18	0.801	0.017	-0.200	0.2225	
6.50	14.54	570.26	13.22	-0.19	0.837	0.019	-0.209	0.2222	
7.00	15.18	595.14	14.62	-0.19	0.874	0.021	-0.218	0.2218	
7.50	15.81	619.98	16.12	-0.20	0.910	0.024	-0.227	0.2214	
8.00	16.44	644.77	17.72	-0.21	0.947	0.026	-0.236	0.2211	
8.50	17.07	669.51	19.42	-0.22	0.983	0.028	-0.245	0.2207	
9.00	17.70	694.20	21.22	-0.22	1.019	0.031	-0.254	0.2203	
9.50	18.33	718.84	23.12	-0.23	1.055	0.034	-0.264	0.2198	
10.00	18.96	743.42	25.12	-0.24	1.092	0.037	-0.273	0.2194	

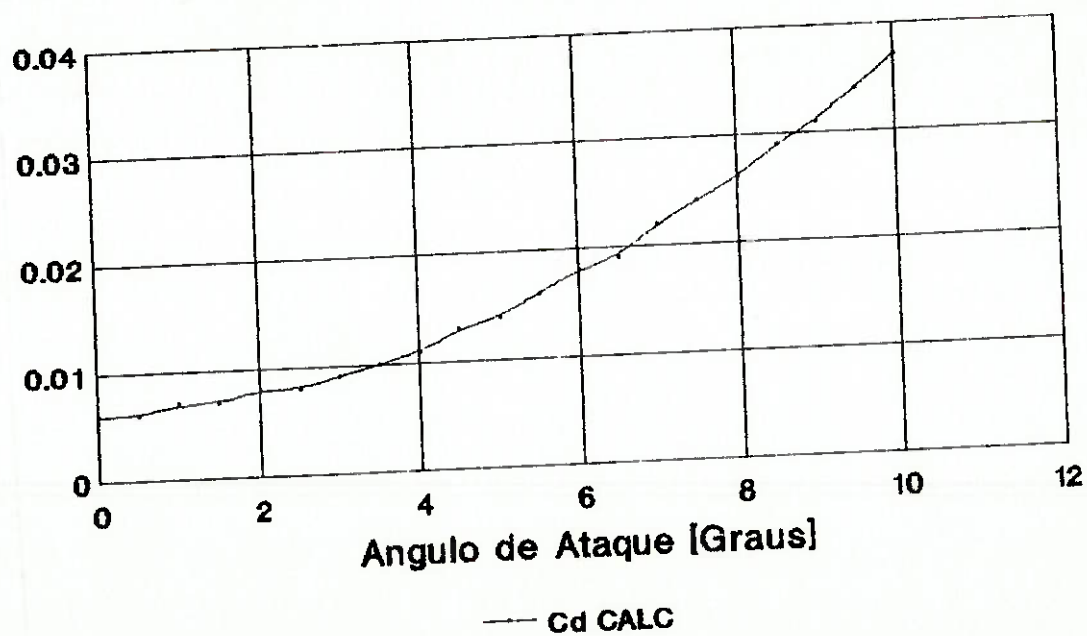
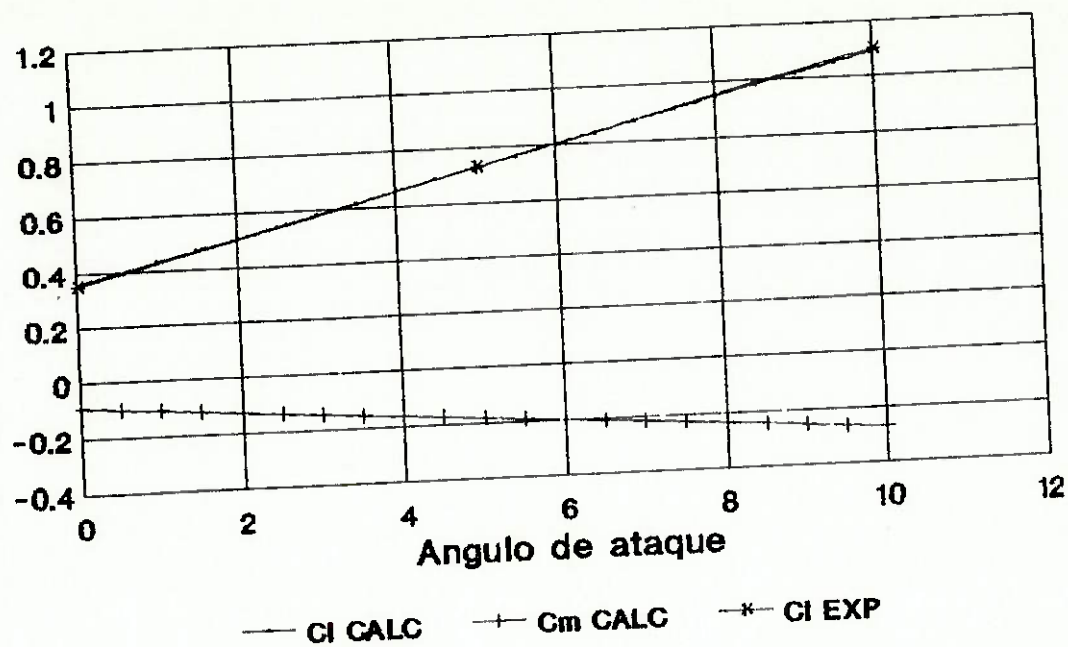
MELHOR EFICIENCIA AERODINAMICA : (ANGULO DE INCIDENCIA OTIMO)

$\alpha = 65.8339$ em ALFA = 2.0000 Graus
 $x_{cp} = 0.2246$ m

DISTRIBUICAO DE PRESSAO NOS PAINELIS: (Alfa = 2.0000 Graus)

PAINEL	COORDENADAS DO PAINEL	$x_{cp[i]}$	V [m/s]	C_p	p [MPa]
1	(0.00, 0.01 ; 0.04, 0.03)	0.03	96.8748	-5.7314	0.8631
2	(0.04, 0.03 ; 0.08, 0.05)	0.07	86.3292	-2.6216	0.8912
3	(0.08, 0.05 ; 0.12, 0.06)	0.11	63.7130	-2.3411	0.8931
4	(0.12, 0.06 ; 0.17, 0.07)	0.16	61.9864	-2.1622	0.8944
5	(0.17, 0.07 ; 0.21, 0.08)	0.20	59.0549	-1.8697	0.8954
6	(0.21, 0.08 ; 0.25, 0.08)	0.24	53.5688	-1.3603	0.8997
7	(0.25, 0.08 ; 0.29, 0.09)	0.28	46.1972	-0.7540	0.9040
8	(0.29, 0.09 ; 0.33, 0.09)	0.32	38.0411	-0.1876	0.9079
9	(0.33, 0.09 ; 0.37, 0.08)	0.36	28.2451	0.3477	0.9116
10	(0.38, 0.09 ; 0.58, 0.08)	0.53	25.0814	0.4868	0.9125
11	(0.58, 0.08 ; 0.79, 0.05)	0.74	37.6981	-0.1662	0.9080
12	(0.79, 0.05 ; 1.00, 0.00)	0.95	3.6028	0.9747	0.9160
13	(1.00, -0.00 ; 0.60, -0.01)	0.70	3.6028	0.9947	0.9160
14	(0.60, -0.01 ; 0.21, -0.04)	0.31	16.4171	0.7832	0.9145
15	(0.21, -0.04 ; 0.19, -0.04)	0.19	132.9782	-13.5728	0.8162
16	(0.19, -0.04 ; 0.16, -0.04)	0.17	48.5031	-0.9346	0.9028
17	(0.16, -0.04 ; 0.14, -0.04)	0.14	47.4338	-0.8455	0.9034
18	(0.14, -0.04 ; 0.12, -0.04)	0.12	44.0509	-0.5943	0.9051
19	(0.12, -0.04 ; 0.09, -0.04)	0.10	41.3516	-0.4043	0.9064
20	(0.09, -0.04 ; 0.07, -0.03)	0.08	38.8111	-0.2354	0.9076
21	(0.07, -0.03 ; 0.05, -0.03)	0.05	36.2126	-0.0757	0.9087
22	(0.05, -0.03 ; 0.02, -0.02)	0.03	33.4158	0.0849	0.9098
23	(0.02, -0.02 ; 0.00, -0.01)	0.01	30.8704	0.2198	0.9107

FIG 43 - CURVAS C_L , C_M e C_D x α PARA O PERFIL CLARI-Y



Finalmente vamos executar o programa ASA ,introduzindo as

características da asa utilizada, para verificar seus resultados:

PROGRAMA ASA

INSTANTACAO EM ASAS FINITAS:

GEOMETRIA *

PROFOLIO UTILIZADO : clarky
INCLINACAO DA CURVA DE C1 : 4.2995
ANG.BE ATAQUE COM L=0 (CLO) : -4.8843 Graus

ENVERGADURA TOTAL (b) : 9.6600 m
COMPRIMENTO DA CORDA NA RAIZ DA ASA : 1.6000 m
COMPRIMENTO DA CORDA NA PONTA DA ASA : 1.6000 m
ANGULO DE ATAQUE NA RAIZ : 5.0000 Graus
CURVATURA RELATIVA ENTRE RAIZ e PONTA : 0.0000 Graus

CONDICOES DO AR AO LONGE *

ALTITUDE DE CRUZEIRO : 914 m
PRESSAO ESTATICA : 90917.18 Pa
TEMPERATURA ESTATICA : 282.0572 K
DENSIDADE ESTATICA : 1.1230 kg/m3
VISCOSIDADE ABSOLUTA : 0.0000176 N.s/m2
VELOCIDADE INDICADA : 33.44 m/s
VELOCIDADE AERODINAMICA : 34.92 m/s

PRESSAO DINAMICA : 684.7542 Pa
PRESSAO TOTAL : 91601.9355 Pa

NUMERO MACH : 0.1037
NUMERO DE REYNOLDS MEDIO : 3563419.23
FATOR DE PRANDTL-GLAUERT : 0.9946

* SOLUCAO DO SISTEMA : COEFICIENTES DE FOURIER *

A 1 = 0.0516628115
A 2 = 0.0052181308
A 3 = 0.0069781576
A 4 = 0.0002654651
A 5 = 0.0000949830
A 6 = 0.0000413058
A 7 = 0.0000205691
A 8 = 0.0000112619
A 9 = 0.0000065880

PMC 580/581 - PROJETO MECANICO I e II (TRABALHO DE FORMATURA)

$A10 = 0.0000040263$
 $A11 = 0.0000025177$
 $A12 = 0.0000015714$
 $A13 = 0.0000009406$
 $A14 = 0.0000004921$
 $A15 = 0.0000001486$

RESULTADOS OBTIDOS :

* ASPECTOS GEOMETRICOS *

AREA UTIL : 15.4560 m²
 RAZAO DE ASPECTO : 3.6187
 TAPER RATIO : 1.0000
 CORDA MEDIA GEOMETRICA : 1.6000 m em y = 2.4150 m
 CORDA MEDIA AERODINAMICA : 1.6000 m em y = 2.4150 m
 INCIDENCIA NA RAIZ : 5.0000 Graus
 WASHOUT : 0.0000 Graus

* COEFICIENTES AERODINAMICOS *

COEFICIENTE DE SUSTENTACAO : $C_L = 0.4900$
 COEF. DE SUSTENTACAO CORRIGIDO : $C_{Lc} = 0.4926$
 COEF. DE ARRASTO INDUZIDO : $C_{Di} = 0.0261$
 COEF. DE ARRASTO INDUZIDO IDEAL : $C_{Die} = 0.0253$ (Carregamento eliptico)
 COEF. DE ARRASTO INDUZIDO CORRIG. : $C_{Dic} = 0.0263$
 COEF. DE ARRASTO DE FRICCAO+FORMA : $C_{Df} = 0.0031$
 COEF. DE ARR. FRICAG+FORMA CORRIG. : $C_{Dfc} = 0.0031$
 COEF. DE ARRASTO TOTAL : $C_D = 0.0293$
 COEF. DE ARRASTO TOTAL CORRIGIDO : $C_{Dc} = 0.0294$
 COEF. DE MOMENTO DE ROLAGEM : $C_{Mr} = -0.0372$
 COEF. DE MOMENTO DE ROLAGEM CORR. : $C_{Mrc} = -0.0375$
 COEF. DE MOMENTO DE GUINADA : $C_{My} = 0.0060$
 COEF. DE MOM. DE GUINADA CORRIGIDO : $C_{Myc} = 0.0060$

* FORCAS, MOMENTOS, POTENCIAS E DOWN WASH *

SUSTENTACAO TOTAL : $L = 5185.4553$ N
 SUSTENTACAO CORRIGIDA : $L_c = 5213.5433$ N
 ARRASTO INDUZIDO : $D_i = 276.6348$ N
 ARRASTO INDUZIDO CORRIGIDO : $D_{ic} = 278.1332$ N
 ARRASTO DE FRICCAO+PRESSAO : $D_f = 32.9912$ N
 ARR. DE FRIC+PRES CORRIGIDO : $D_{fc} = 33.1699$ N
 ARRASTO TOTAL : $D = 309.6260$ N
 ARRASTO TOTAL CORRIGIDO : $D_c = 311.3031$ N
 MOMENTO DE ROLAGEM : $M_r = -316.2139$ Nm
 MOMENTO DE ROL. CORRIGIDO : $M_{rc} = -317.9267$ Nm
 MOMENTO DE GUINADA : $M_y = 50.6836$ Nm
 MOMENTO DE GUINADA CORRIGIDO : $M_{yc} = 50.9581$ Nm

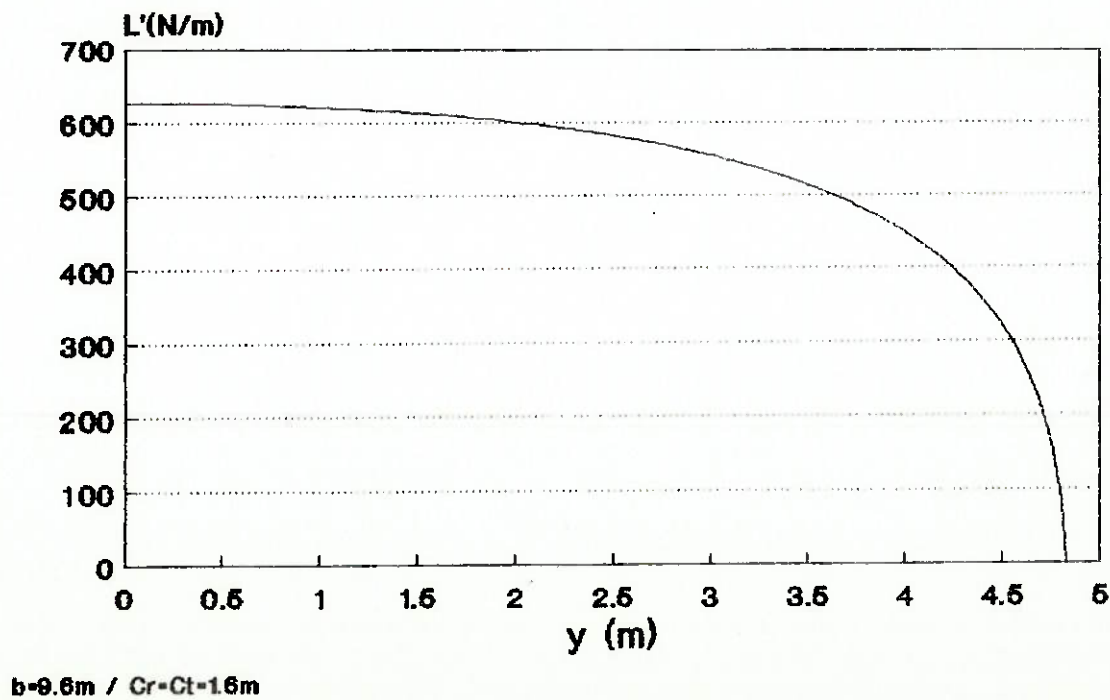
EFICIENCIA AERODINAMICA : $E = 16.7475$
 ANGULO DE PLANEIO : $AP = 3.4171$ Graus
 RAZAO DE PLANEIO : $RZ = 5.9710:100 \Rightarrow -210.79$ Ft/min
 DOWN WASH : $W = 3.8901$ m/s

POTENCIA MINIMA NECESSARIA (65% PMAX) : $N_{min} = 7.29$ HP
POTENCIA DE PROJETO MAXIMA : $N = 11.21$ HP
POTENCIA NECESSARIA PARA UM MOTOR OTTO : $Pot = 37.38$ HP

* DISTRIBUICAO DE SUSTENTACAO NA SEMI-ASA *

ANG. [Graus]	y [m]	CL(local)	SUSTENTACAO [N/m]
0.00	4.8300	0.0000	0.0000
6.00	4.8035	0.0952	104.2706
12.00	4.7245	0.1826	200.0247
18.00	4.5936	0.2594	284.1744
24.00	4.4124	0.3251	356.1335
30.00	4.1829	0.3801	416.4685
36.00	3.9076	0.4256	466.3197
42.00	3.5894	0.4628	507.0130
48.00	3.2319	0.4928	539.8635
54.00	2.8390	0.5167	566.0601
60.00	2.4150	0.5354	586.6222
66.00	1.9645	0.5498	602.3939
72.00	1.4926	0.5604	614.0015
78.00	1.0042	0.5677	621.9645
84.00	0.5049	0.5719	626.6108
90.00	0.0000	0.5733	628.1379

FIG 44 - DISTRIBUICAO DE SUSTENTACAOES AO LONGO DA ASA



Verificamos que o valor obtido de sustentação total (518 Kgf) foi praticamente igual o peso máximo de decolagem da aeronave (510 Kgf), ou seja, a asa é capaz de gerar sozinha a sustentação necessária para voar-se na pior condição de peso possível. Este valor só pode ser confiável mediante a hipótese de que o escoamento que envolve a asa não sofra nenhuma outra interferência de componentes da aeronave que não sejam a asa, ou seja, a asa é presumidamente imersa no escoamento livre. Na maioria das vezes durante o voo isto não acontece, principalmente em altos ângulos de ataque onde a esteira de turbulência proveniente da hélice e do nariz pode envolver a asa principal. Considerando a aeronave como um todo, não podemos esquecer porém que a na fuselagem também existe um gradiente de pressões devido a seu formato, gerando também uma pequena sustentação, que também não é avaliada no programa. O profundor também pode gerar uma sustentação variável de acordo com o ângulo de ataque que este for colocado que servirá para o controle dinâmico da aeronave, o qual também não foi levado em conta (VEREMOS ESTE TIPO DE INFLUENCIA NO PROXIMO CAPITULO). Portanto resultado acima serve apenas como estimativa e representa o valor MAXIMO QUE SERIA OBTIDO caso o escoamento se comporte de maneira ideal. Assim, para valores mais precisos normalmente recorre-se a ensaios em túnel de vento com modelos em escala.

A potência mínima para manter-se o voo reto horizontal em cruzeiro (37 HP) tem a mesma ordem de grandeza da potência nominal do motor utilizado (50 HP), embora seja maior que

esta. Isto se deve ao fato de estarmos analisando apenas a asa e não a aeronave como um todo. Assim, não foi computado no programa os efeitos de arrasto de fricção e pressão de outros componentes tais como fuselagem, trem de pouso e profundor, além do arrasto induzido do próprio profundor, tornando o valor de potência requerida evidentemente mais baixo.

Observamos também que a aproximação do aerofólio CLARK-Y por uma placa plana no cálculo do arrasto não apresentou aproximação exata, sendo os valores de C_d obtidos maiores do que o previsto experimentalmente. Isto não significa que o modelo esteja errado, já que esta aproximação é muito boa para perfis NACA 4 dígitos, porém o este aerofólio em particular não pode ser aproximado por uma chapa plana, já que seu aspecto é realmente um pouco mais espesso que os perfis NACA (o perfil do CLARK-Y apresenta a particularidade de ter o intradorso plano e o extradorso com grande curvatura próxima à ordenada de máxima espessura, não tendo característica delgada). Entretanto podemos trabalhar com os valores obtidos como estimativas de ordem de grandeza a favor da segurança do projeto, já que a placa plana em ângulo de ataque deve oferecer o maior arrasto possível pois não oferece nenhuma mudança de curvatura na qual o escoamento possa se adaptar de forma não abrupta.

Assim, como aproximação inicial, podemos dizer que o programa avalia ESTIMATIVAS confiáveis que servirão como base para os ensaios práticos posteriores.

TESTE 3 :NACA 2410

Por último testamos o programa para outro aerofólio da série NACA 4 dígitos. Observe que a curva do arrasto experimental é muito parecida com a curva do NACA 1408 e do previsto pelo programa.

GEOMETRIA

GEOMETRIA DO AEROFOLIO e DISCRETIZACAO :

* AEROFOLIO : naca2410

* COORDENADAS DAS SUPERFICIES *

	EXTRADORSO		INTRADORSO	
	Xe	Ye	Xi	Yi
1	0.0000	0.0000	0.0000	0.0000
2	0.0110	0.0159	0.0140	-0.0145
3	0.0230	0.0241	0.0270	-0.0193
4	0.0474	0.0342	0.0536	-0.0248
5	0.0722	0.0417	0.0778	-0.0281
6	0.0971	0.0477	0.1029	-0.0302
7	0.1472	0.0566	0.1528	-0.0323
8	0.1976	0.0628	0.2024	-0.0328
9	0.2481	0.0667	0.2519	-0.0323
10	0.2987	0.0687	0.3012	-0.0312
11	0.4000	0.0684	0.4000	-0.0284
12	0.5005	0.0636	0.4995	-0.0247
13	0.6008	0.0558	0.5991	-0.0202
14	0.7010	0.0455	0.6990	-0.0155
15	0.8010	0.0330	0.7990	-0.0107
16	0.9007	0.0182	0.8993	-0.0059
17	0.9504	0.0099	0.9496	-0.0035
18	1.0000	0.0010	1.0000	-0.0010

* COEFICIENTES DOS POLINOMIOS INTERPOLADORES:

* EXTRADORSO *

PARABOLA 1 :

A0 = 0.0095

A1 = 0.4793

A2 = -0.9734

PARABOLA 2 :

B0 = 0.0593

B1 = 0.0736

B2 = -0.1322

* INTRADORSO *

PARABOLA 3 :

D0 = -0.0060

D1 = -0.3892

D2 = 1.3133

CUBICA 1 :

C0 = -0.0322

C1 = -0.0201

C2 = 0.0076

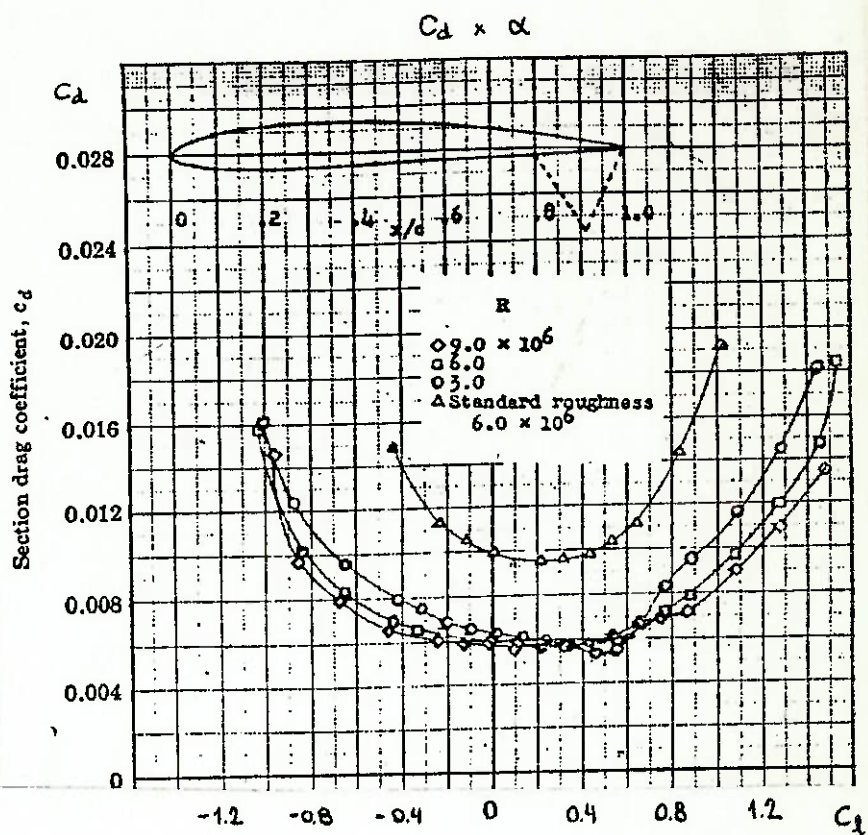
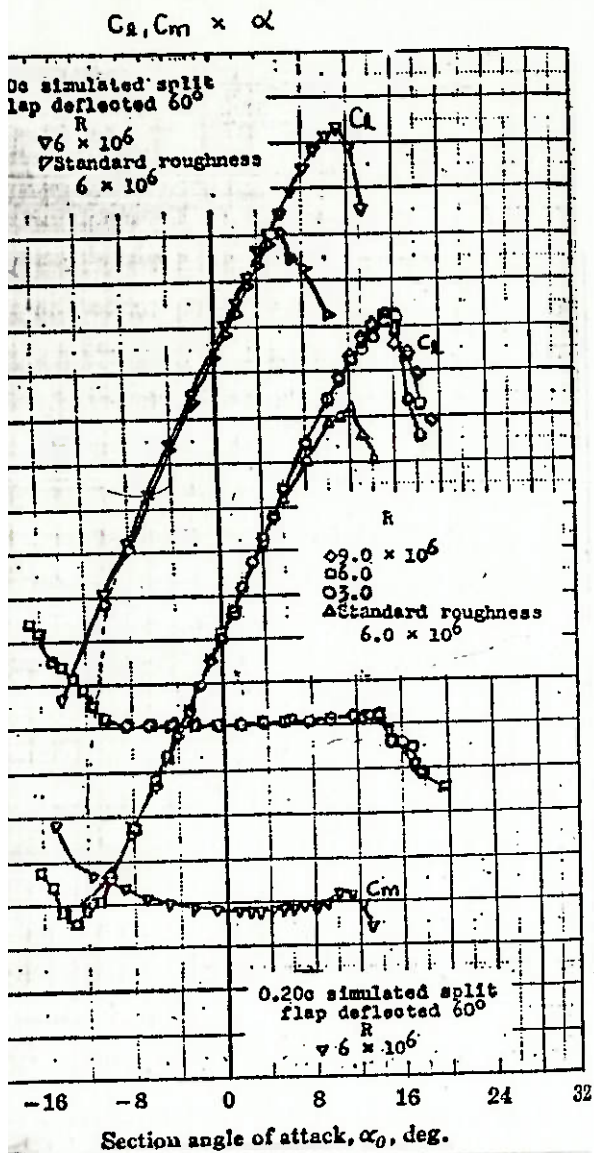
C3 = -0.0385

* DISCRETIZACAO DOS PAINELIS *

1 :	(	0.0000,	0.0095)	-	(	0.0498,	0.0309)
2 :	(	0.0498,	0.0309)	-	(	0.0996,	0.0476)
3 :	(	0.0996,	0.0476)	-	(	0.1494,	0.0594)
4 :	(	0.1494,	0.0594)	-	(	0.1992,	0.0663)
5 :	(	0.1992,	0.0663)	-	(	0.2490,	0.0685)
6 :	(	0.2490,	0.0685)	-	(	0.2987,	0.0695)
7 :	(	0.2987,	0.0695)	-	(	0.4741,	0.0645)
8 :	(	0.4741,	0.0645)	-	(	0.6494,	0.0513)
9 :	(	0.6494,	0.0513)	-	(	0.8247,	0.0301)
10 :	(	0.8247,	0.0301)	-	(	1.0000,	0.0000)
11 :	(	1.0000,	-0.0012)	-	(	0.8006,	-0.0106)
12 :	(	0.8006,	-0.0106)	-	(	0.6012,	-0.0203)
13 :	(	0.6012,	-0.0203)	-	(	0.4018,	-0.0283)
14 :	(	0.4018,	-0.0283)	-	(	0.2021,	-0.0310)
15 :	(	0.2021,	-0.0327)	-	(	0.1687,	-0.0343)
16 :	(	0.1687,	-0.0343)	-	(	0.1349,	-0.0346)
17 :	(	0.1349,	-0.0346)	-	(	0.1012,	-0.0319)
18 :	(	0.1012,	-0.0319)	-	(	0.0675,	-0.0263)
19 :	(	0.0675,	-0.0263)	-	(	0.0337,	-0.0176)
20 :	(	0.0337,	-0.0176)	-	(	0.0000,	-0.0060)

CORDA : 1.0000

FIG 45 - AEROFOLIO NACA2410



PMC 580/581 - PROJETO MECANICO I e II (TRABALHO DE FORMATURA)

programa AEROFOLI

-NIVEL DE CRUZEIRO : FL 050 (5000 Ft)

- VELOCIDADE DE CRUZEIRO : 100 Kt

- SEM FLAP

CALCULO DA SUSTENTACAO e ARRASTO PARA O AEROFOLIO naca2410

Numero de paineis : 20

Corda : 1.0000 m

* CONDICAOES DO AR AO LONGE *

ALTITUDE DE CRUZEIRO : 1524 m

PRESSAO ESTATICA : 84581.0408 Pa

TEMPERATURA ESTATICA : 278.0962 K

VISCOSIDADE ABSOLUTA : 0.0000174 N*s/m²

DENSIDADE : 1.0596 kg/m³

VELOCIDADE INDICADA : 51.4400 m/s

VELOCIDADE AERODINAM. : 55.3100 m/s

PRESSAO DINAMICA : 1620.7201 Pa

PRESSAO TOTAL : 86201.7608 Pa

NUMERO DE REYNOLDS : 3365280.03

NUMERO MACH : 0.1653

FATOR DE PRANDTL : 0.9862

* RESULTADOS OBTIDOS *

ANG.AT. [Graus]	CIRCULACAO [m ² /seg]	SUSTENTACAO [N/m]	ARRASTO [N/m]	MOMENTO [Nm/m]	CL	CD	CM	λ_{cp} [m]
0.00	7.01	411.02	10.38	-0.06	0.257	0.008	-0.084	0.2407
0.50	8.00	458.75	10.50	-0.07	0.293	0.008	-0.073	0.2406
1.00	8.98	528.45	10.88	-0.08	0.329	0.007	-0.082	0.2405
1.50	9.97	584.10	11.50	-0.09	0.365	0.007	-0.091	0.2404
2.00	10.95	641.72	12.37	-0.10	0.401	0.008	-0.100	0.2403
2.50	11.93	699.28	13.50	-0.11	0.437	0.008	-0.109	0.2401
3.00	12.91	756.79	14.87	-0.11	0.473	0.009	-0.118	0.2400
3.50	13.89	814.24	16.49	-0.12	0.509	0.010	-0.127	0.2398
4.00	14.87	871.63	18.35	-0.13	0.545	0.011	-0.136	0.2396
4.50	15.85	928.96	20.46	-0.14	0.581	0.013	-0.145	0.2394
5.00	16.83	986.21	22.82	-0.15	0.617	0.014	-0.154	0.2391
5.50	17.80	1043.39	25.43	-0.16	0.653	0.016	-0.163	0.2389
6.00	18.78	1100.49	28.28	-0.16	0.688	0.017	-0.172	0.2386

PMC 580/581 - PROJETO MECANICO I e II (TRABALHO DE FORMATURA)

	6.50	19.75	1157.50	31.38	-0.17	0.724	0.019	-0.181	0.2383
7.00	20.72	1214.43	34.71	-0.18	0.760	0.021	-0.190	0.2381	
7.50	21.69	1271.26	38.29	-0.19	0.795	0.024	-0.199	0.2377	
8.00	22.66	1328.00	42.11	-0.20	0.831	0.026	-0.208	0.2374	
8.50	23.63	1384.63	46.18	-0.21	0.866	0.028	-0.216	0.2371	
9.00	24.59	1441.17	50.48	-0.21	0.902	0.031	-0.225	0.2367	
9.50	25.55	1497.59	55.01	-0.22	0.937	0.034	-0.234	0.2364	
10.00	26.51	1553.89	59.78	-0.23	0.972	0.037	-0.243	0.2360	

MELHOR EFICIENCIA AERODINAMICA : (ANGULO DE INCIDENCIA OTIMO)

E = 52.5829 em ALFA = 2.0000 Graus

Xcp = 0.2403 m

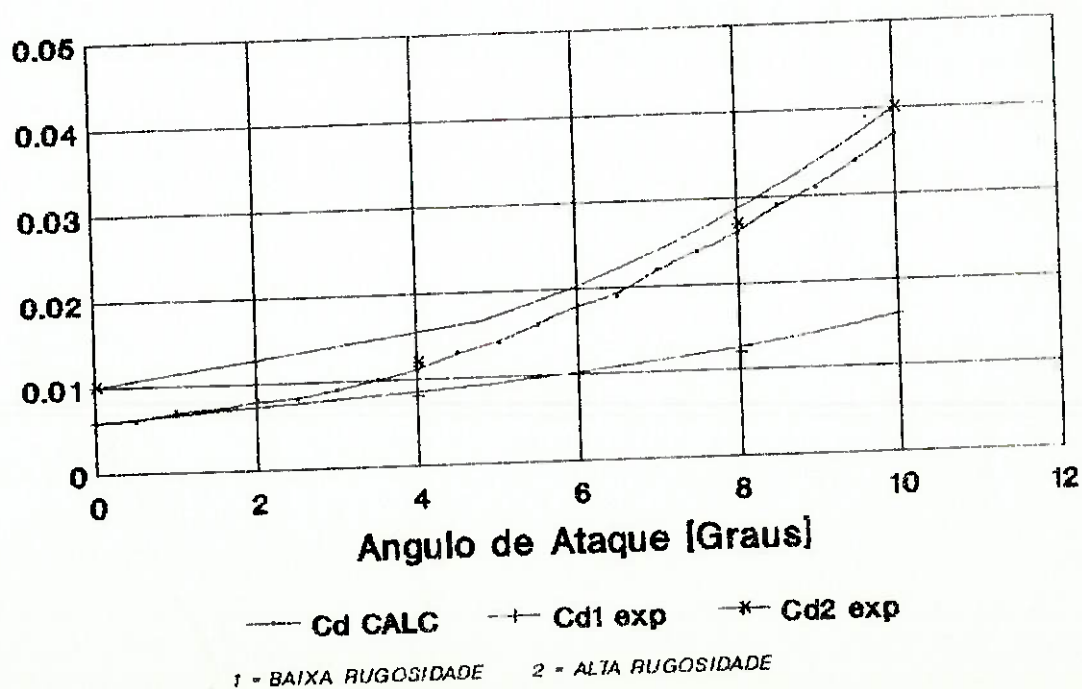
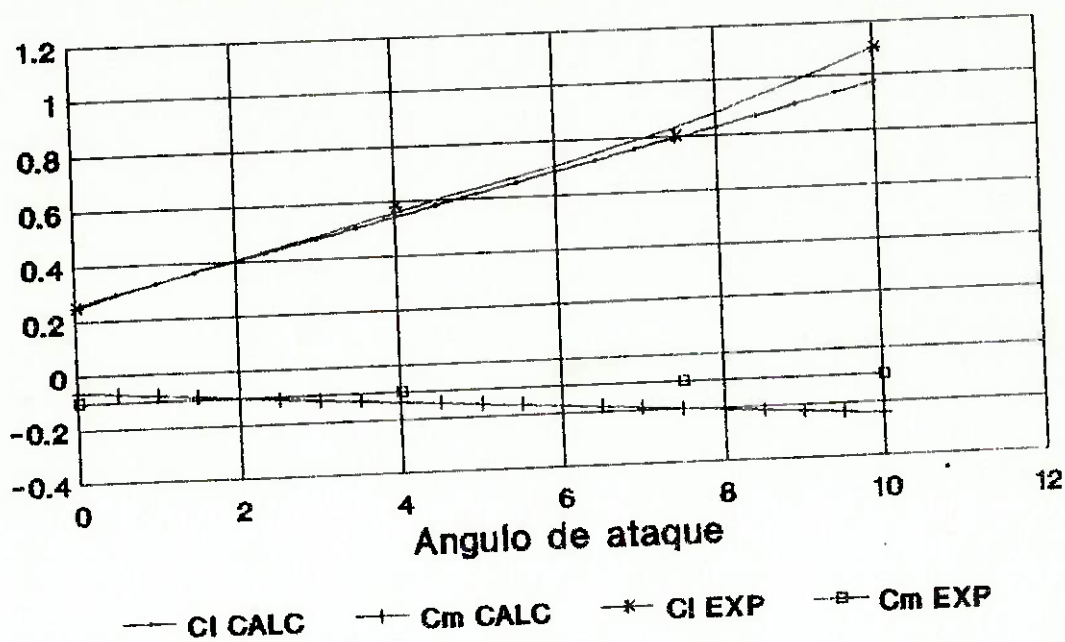
DISTRIBUICAO DE PRESSAO NOS PAINELIS: (Alfa = 2.0000 Graus)

PAINEL	COORDENADAS DO PAINEL	Xcp[1]	V [m/S]	Cp	p [MPa]
1	(-0.00, 0.01 ; 0.05, 0.03)	0.04	134.6770	-4.9978	0.7548
2	(0.05, 0.03 ; 0.10, 0.05)	0.09	108.0995	-2.8591	0.7995
3	(0.10, 0.05 ; 0.15, 0.06)	0.14	102.8679	-2.4935	0.8054
4	(0.15, 0.06 ; 0.20, 0.07)	0.19	97.6752	-2.1462	0.8110
5	(0.20, 0.07 ; 0.25, 0.07)	0.24	85.3513	-1.4006	0.8231
6	(0.25, 0.07 ; 0.30, 0.07)	0.29	56.9811	-0.0622	0.8446
7	(0.30, 0.07 ; 0.47, 0.06)	0.43	71.8027	-0.6749	0.8345
8	(0.47, 0.06 ; 0.65, 0.05)	0.61	83.4879	-1.2963	0.8248
9	(0.65, 0.05 ; 0.82, 0.03)	0.78	71.5232	-0.6816	0.8348
10	(0.82, 0.03 ; 1.00, 0.00)	0.96	3.8065	1.0092	0.8622
11	(1.00,-0.00 ; 0.80,-0.01)	0.85	3.8065	1.0072	0.8622
12	(0.80,-0.01 ; 0.60,-0.02)	0.65	9.6716	0.9830	0.8617
13	(0.60,-0.02 ; 0.40,-0.03)	0.45	64.9748	-0.3853	0.8376
14	(0.40,-0.03 ; 0.20,-0.03)	0.25	68.8487	-0.5571	0.8368
15	(0.20,-0.03 ; 0.17,-0.03)	0.16	135.7604	-5.0949	0.7532
16	(0.17,-0.03 ; 0.13,-0.03)	0.14	68.9635	-0.5624	0.8367
17	(0.13,-0.03 ; 0.10,-0.03)	0.11	66.1147	-0.4348	0.8388
18	(0.10,-0.03 ; 0.07,-0.03)	0.08	61.4749	-0.2386	0.8419
19	(0.07,-0.03 ; 0.03,-0.02)	0.04	56.6048	-0.0480	0.9450
20	(0.03,-0.02 ; 0.00,-0.01)	0.01	47.5962	0.2631	0.8501

FIG 46 - CURVAS OBTIDAS PELO PROGRAMA

PERFIL NACA 2410

Curvas C_l x Alfa e C_m x Alfa



PMC 580/581 - PROJETO MECANICO I e II (TRABALHO DE FORMATURA)

PROGRAMA ASA

SUSTENTACAO EM ASAS FINITAS:

* GEOMETRIA *

AEROFOLIO UTILIZADO : naca2410
INCLINACAO DA CURVA DE C1 : 4.1014
ANG.DE ATAQUE COM L=0 (CLO) : -3.6085 Graus

ENVERGADURA TOTAL (b) : 10.0000 m
COMPRIMENTO DA CORDA NA RAIZ DA ASA : 1.5000 m
COMPRIMENTO DA CORDA NA PONTA DA ASA : 1.5000 m
ANGULO DE ATAQUE NA RAIZ : 4.0000 Graus
TORCAO RELATIVA ENTRE RAIZ e PONTA : 0.0000 Graus

* CONDICAOES DO AR AO LONGE *

ALTITUDE DE CRUZEIRO : 1524 m
PRESSAO ESTATICA : 84581.04 Pa
TEMPERATURA ESTATICA : 278.0962 K
DENSIDADE ESTATICA : 1.0596 Kg/m3
VISCOSIDADE ABSOLUTA : 0.0000174 N.s/m2
VELOCIDADE INDICADA : 51.44 m/s
VELOCIDADE AERODINAMICA : 55.31 m/s

PRESSAO DINAMICA : 1620.7201 Pa
PRESSAO TOTAL : 86201.7608 Pa

NUMERO MACH : 0.1653
NUMERO DE REYNOLDS MEDIO : 5647920.04
FATOR DE PRANDTL-BLAUERT : 0.9862

* SOLUCAO DO SISTEMA : COEFICIENTES DE FOURIER *

A 1 = 0.0359242265
A 2 = 0.0039727557
A 3 = 0.0007901798
A 4 = 0.0002204144
A 5 = 0.0000796418
A 6 = 0.0000347301
A 7 = 0.0000173012
A 8 = 0.0000094696
A 9 = 0.0000055369
A10 = 0.0000033824
A11 = 0.0000021143
A12 = 0.0000013193
A13 = 0.0000007896
A14 = 0.0000004132
A15 = 0.0000001248

RESULTADOS OBTIDOS :

* ASPECTOS GEOMETRICOS *

AREA UTIL : 15.0000 m²
 RAZAO DE ASPECTO : 3.3333
 TAPER RATIO : 1.0000
 CORDA MEDIA GEOMETRICA : 1.5000 m em y = 2.5000 m
 CORDA MEDIA AERODINAMICA : 1.5000 m em y = 2.5000 m
 INCIDENCIA NA RAIZ : 4.0000 Graus
 WASHOUT : 0.0000 Graus

* COEFICIENTES AERODINAMICOS *

COEFICIENTE DE SUSTENTACAO : CL = 0.3762
 COEF. DE SUSTENTACAO CORRIGIDO : CLc = 0.3814
 COEF. DE ARRASTO INDUZIDO : CDi = 0.0140
 COEF. DE ARRASTO INDUZIDO IDEAL : CDie = 0.0135 (Carregamento eliptic
 COEF. DE ARRASTO INDUZIDO CORRIG. : CDic = 0.0142
 COEF. DE ARRASTO DE FRICCAO+FORMA : CDf = 0.0030
 COEF. DE ARR.FRICAO+FORMA CORRIG. : CDfc = 0.0031
 COEF. DE ARRASTO TOTAL : CD = 0.0171
 COEF. DE ARRASTO TOTAL CORRIGIDO : CDc = 0.0173
 COEF. DE MOMENTO DE ROLAGEM : CMr = -0.0347
 COEF. DE MOMENTO DE ROLAGEM CORR. : CMrc = -0.0352
 COEF. DE MOMENTO DE GUINADA : CMY = 0.0039
 COEF. DE MOM.DE GUINADA CORRIGIDO : CMyc = 0.0039

* FORCAS, MOMENTOS, POTENCIAS E DOWN WASH *

SUSTENTACAO TOTAL : L = 9145.6656 N
 SUSTENTACAO CORRIGIDA : Lc = 9273.3084 N
 ARRASTO INDUZIDO : Di = 341.5058 N
 ARRASTO INDUZIDO CORRIGIDO : Dic = 346.2721 N
 ARRASTO DE FRICCAO+PRESSAO : Df = 73.2504 N
 ARR.DE FRIC+PRES CORRIGIDO : Dfc = 74.2727 N
 ARRASTO TOTAL : D = 414.7562 N
 ARRASTO TOTAL CORRIGIDO : Dc = 420.5448 N
 MOMENTO DE ROLAGEM : Mr = -632.1203 Nm
 MOMENTO DE ROL. CORRIGIDO : Mrc = -640.9426 Nm
 MOMENTO DE GUINADA : My = 70.8486 Nm
 MOMENTO DE GUINADA CORRIGIDO : Myc = 71.8374 Nm

EFICIENCIA AERODINAMICA : E = 22.0507
 ANGULO DE PLANEIO : AP = 2.5966 Graus
 RAZAO DE PLANEIO : RZ = 4.5350:100 => -253.75 Ft/min

DOWN WASH : W = 4.5410 m/s

POTENCIA MINIMA NECESSARIA (65% FMAX) : Nmin = 15.60 HP
 POTENCIA DE PROJETO MAXIMA : N = 23.99 HP
 POTENCIA NECESSARIA PARA UM MOTOR OTTO : Pot = 79.98 HP

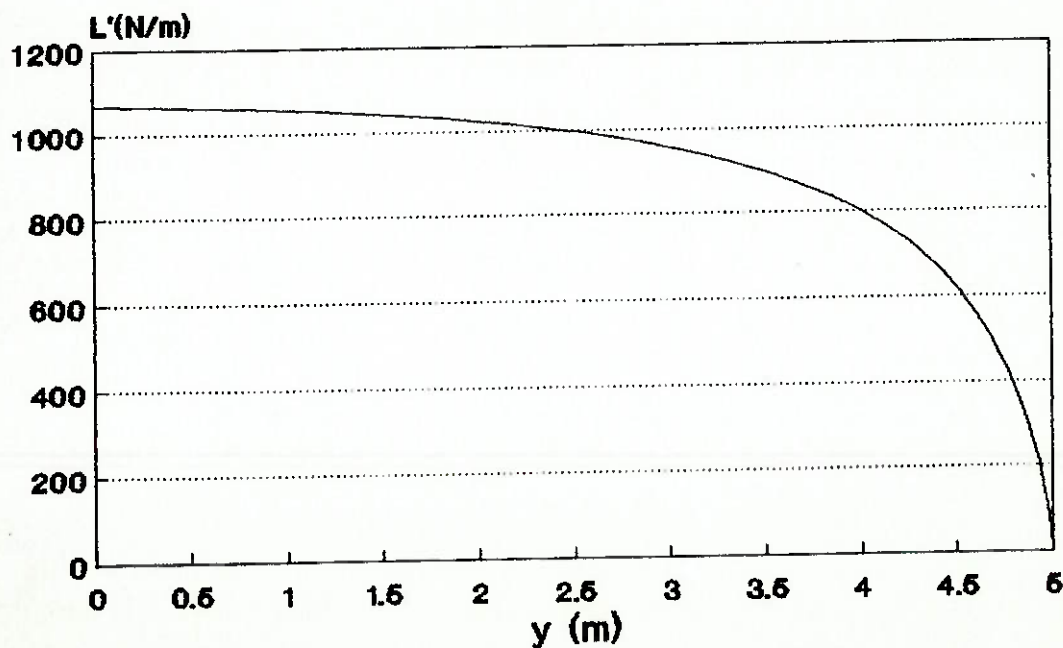
* DISTRIBUICAO DE SUSTENTACAO NA SEMI-ASA *

ANG. [Graus]	y [m]	CL(local)	SUSTENTACAO [N/m]
0.00	5.0000	0.0000	0.0000
6.00	4.9726	0.0765	186.0102
12.00	4.8907	0.1461	355.2002
18.00	4.7553	0.2065	501.9251
24.00	4.5677	0.2573	625.5626
30.00	4.3301	0.2993	727.6722
36.00	4.0451	0.3335	810.7993
42.00	3.7157	0.3610	877.7106
48.00	3.3457	0.3830	931.0342
54.00	2.9389	0.4003	973.0695
60.00	2.5000	0.4137	1005.7350
66.00	2.0337	0.4239	1030.5650
72.00	1.5451	0.4314	1048.7438
78.00	1.0396	0.4365	1061.1410
84.00	0.5226	0.4395	1068.3504
90.00	0.0000	0.4404	1070.7158

FIG 47 - DISTRIBUICAO DE SUSTENTACOES NA SEMI-ASA

NACA 2410

DISTRIB. DE L'



b=10m Cr-Ct=16m

X) AVALIAÇÃO DE UM ULTRA-LEVE :

Com os resultados obtidos pelos programas, podemos agora aplicá-los em um projeto prático. Durante o ano de 1992, um grupo de alunos realizou, como trabalho de formatura, um pré-projeto de uma aeronave monomotor de pequeno porte para voo subsônico. Os estudos foram desenvolvidos até a fase de definição do aspecto da aeronave como um todo, utilizando-se da norma aeronáutica norte americana FAR-23 para certificação desta na categoria UTILITARIO NAO ACROBATICO. Entretanto não houve um apurado estudo de aerodinâmica para se determinar os verdadeiros esforços que atuariam em sua estrutura, principalmente em suas asas, para que o projeto pudesse se tornar completo, pois como se mencionou, apenas foi realizado o pré-projeto seguindo as normas existentes, não se iniciando a fase de simulação numérica e nem de ensaios experimentais. Neste capítulo proporemos uma simulação numérica do escoamento em torno das asas da aeronave utilizando-se dos programas acima desenvolvidos.

1) CARACTERISTICAS DO ULTRA LEVE :

A missão especificada para a aeronave proposta é a seguinte :

- a) ALCANCE : 200nm
- b) ALTITUDE DE CRUZEIRO : FL100 (10000 Ft)
- c) VELOCIDADE DE CRUZEIRO : 87 Kt
- d) RESERVA DE COMBUSTIVEL : 45 min
- e) TEMPO DE SUBIDA : 20 min
- f) CARGA PAGA (Carga útil) : 265 lb
- g) PISTA PARA DECOLAGEM e POUSO : 300 m

PMC 580/581 - PROJETO MECANICO I e II (TRABALHO DE FORMATURA)

Pelo estudo de viabilidades optou-se por uma aeronave com as seguintes características construtivas :

- POSIÇÃO DA ASA : Alta
- TIPO DE ASA : Retangular, semi-cantilever
- PERFIL UTILIZADO : CLARK-Y
- MATERIAL DA ASA : Longarinas e Nervuras em alumínio
- POSIÇÃO DO MOTOR : Trazeiro
- TIPO DO MOTOR : Pistão convencional (Ciclo Otto)
- TIPO DE HÉLICE : Passo fixo, Madeira, Propulsora
- TIPO DE FUSELAGEM : Tubular única, parafusada
- MATERIAL DA FUSELAGEM : Alumínio
- PRESSURIZAÇÃO DA CABINE : Não
- POSIÇÃO DOS ASSENTOS : Lado a lado no cockpit
- ACIONAMENTO DOS MECANISMOS : Mecânico
- TIPO DE FLAP : Split FLAP
- TREM DE POUSO : Fixo

Segundo a norma FAR-23 ,no pré projeto obtiveram-se os seguintes resultados:

***** SUPERFÍCIES AERODINAMICAS *****

	ASA	PROFUNDOR	ESTAB. VERTICAL
b =	33.00 Ft	1.72 Ft	2.63 Ft
CMG =	4.00 Ft	1.64 Ft	1.61 Ft
S =	131.76 Ft ²	18.70 Ft	5.50 Ft
AR =	8.33	4.0	0.80

Enflexamento =	0 Graus	10.0 Graus	25.0 Graus
Taper Ratio =	1.0	0.40	0.40
Aerofólio =	CLARK-Y	NACA0009	NACA0009
Diedro =	0.0 Graus	0.0 Graus	0.0 Graus
Incidência =	3.0 Graus	Variável	0.0 Graus

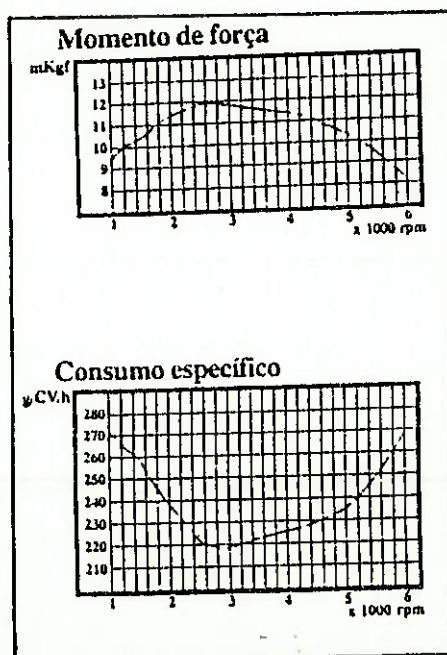
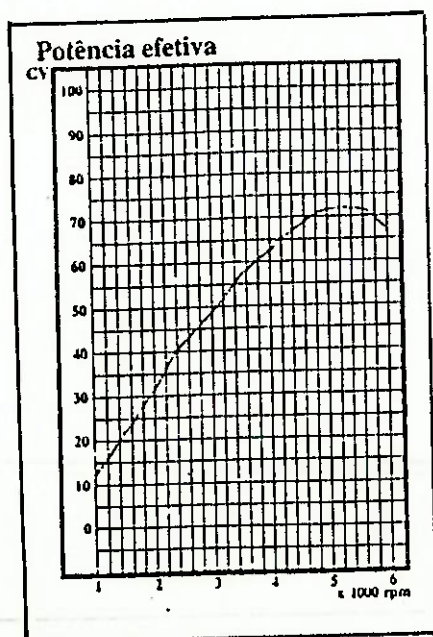
***** MEDIDAS GERAIS *****

Comprimento Total = 20.42 Ft
 Altura Máxima = 7.17 Ft
 Largura Máxima = 33.00 Ft

***** MOTOR SELECIONADO *****

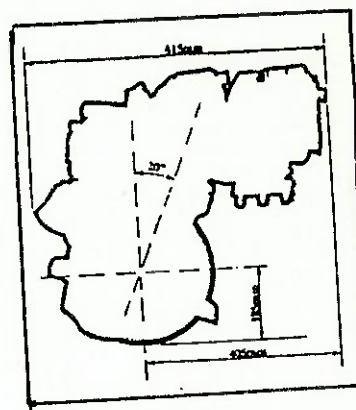
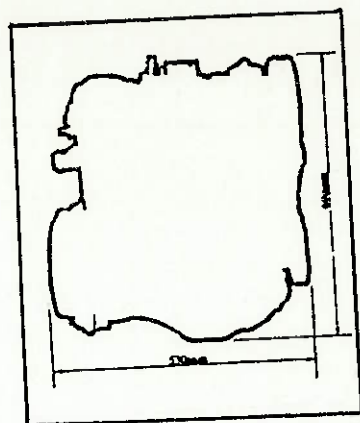
VOLKSWAGEN AP17B1 - GASOLINA, 12CV/5200 RPM

FIG 4B - CARACTERISTICAS TECNICAS DO MOTOR VN



PMC 580/581 - PROJETO MECANICO I e II (TRABALHO DE FORMATURA)

.....	de combustão interna, 4 cilindros a 4 tempos
.....	1.600 cm ³ - gasolina
.....	em linha
.....	79,5 mm
.....	80,0 mm
.....	1.588 cm ³
.....	8,3:1
.....	no cabeçote
.....	ultras com motor frio
.....	(0,20 ± 0,05) mm
.....	(0,40 ± 0,05) mm
.....	72 CV / 5200 rpm
.....	120 N.m / 2600 rpm
.....	sob pressão por bomba de engrenagens e filtro no circuito
.....	por bomba mecânica
.....	um Weber de corpo duplo, com acionamento pneumático do 2.º estágio
.....	a água, com circulação forçada por bomba mecânica
.....	12 V - 0,8 kW
.....	12 V - 35 A
.....	12 V - 42 Ah
.....	eletrônica-transistorizada com sensor indutivo
.....	1-3-4-2
.....	15° a 1000 rpm
.....	M14 x 1,25 mm
.....	(0,6 a 0,8) mm
.....	(750 ± 50) rpm
.....	3,5 L
.....	100 mm
.....	115 mm
.....	10 mm
.....	124,5 kg



***** PESO E BALANCEAMENTO *****

PESO VAZIO BASICO	(BOW ou Woe) : 1050 Lbs
PESO ZERO COMBUSTIVEL	(ZFW ou Woe) : 1236 Lbs
PESO MAXIMO DE DECOLAGEM	(MTOW ou Wto) : 1575 Lbs
PESO MAXIMO DE POUSO	(MLW ou Wto-Fuel) : 1452 Lbs
CARGA PAGA (PAYLOAD)	: 265 Lbs
COMBUSTIVEL UTILIZAVEL	: 55,9 lbs

As posições do CG Obtidas a partir destes pesos e das posições dos compartimentos da aeronave são obtidas a partir da tabela abaixo e ilustradas nas figuras seguintes:

FIG 50 - Cálculo do peso do CG

Componente	Peso(kg)	Peso(lb)	X(pol)	WX(pol.lb)	Y(pol)	W.Y(pol.lb)	Z(pol)	WZ(pol.lb)
Iselagem	115.9	255	98.06	24495.3	0	0	53.54	13652.7
sa	171.1	376.5	92	34638	0	0	81.1	30534.15
mpenagem Vtail	2.5	5.5	216	1188	0	0	75.83	417.065
mpenagem Htail	7.5	16.5	214	3531	0	0	84.06	1056.99
Motor	110	242	110	26620	0	0	70.59	17082.78
rem de Pouso	20	44	96	4224	0	0	32.01	1408.44
quipamentos	20	44	37	1628	0	0	43.31	1905.84
FO	4.5	10	105	1050	0	0	76.38	763.8
ripulante	80	176	74	13024	-12.4	-2182.4	50.39	8868.64
ombustível	55.9	123	93	11439	0	0	82.68	10169.64
Passageiro	80	176	74	13024	12.4	2182.4	50.39	8868.64
Bagagem	18.2	40	74	2960	0	0	42.52	1700.8
astro	20	66.5	20	1330	0	0	39	2593.6
		1675						

W_o= 1050.00

X_{cg_we}= 93.00 Y_{cg_we}= 0.00 Z_{cg_we}= 65.38

W_{oe}= 1236.00

X_{cg_oe}= 90.40 Y_{cg_oe}= -1.77 Z_{cg_oe}= 63.34

W_{to}= 1575.00

X_{cg_to}= 88.35 Y_{cg_to}= 0.00 Z_{cg_to}= 62.87

W_{oe+fuel}= 1359.00

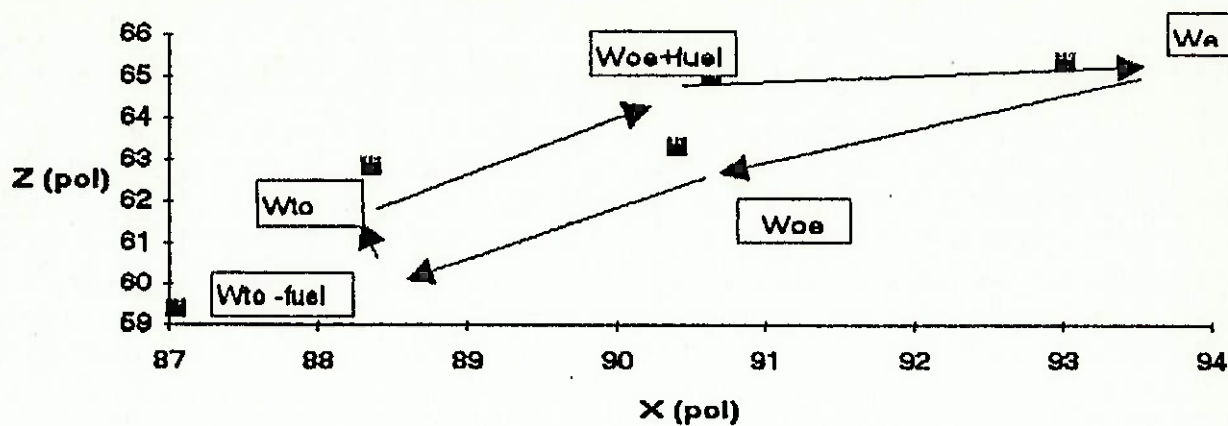
X_{og}= 90.63 Y_{og}= -1.61 Z_{Cg}= 65.09

W_{to+fuel}= 1452.00

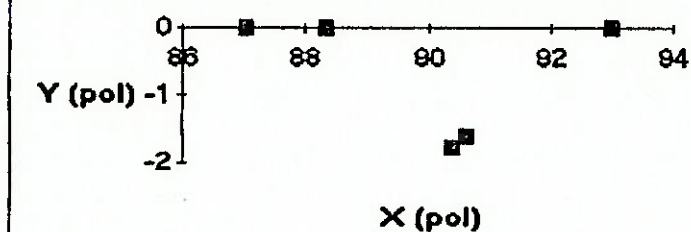
X_{og}= 87.04 Y_{og}= 0.00 Z_{cg}= 59.41

93.0041	65.38216	0
90.39508	63.33633	-1.7857
88.35003	62.87161	0
90.63083	65.08708	-1.60589
87.04015	59.40747	0

Passeio do CG Plano X-Z

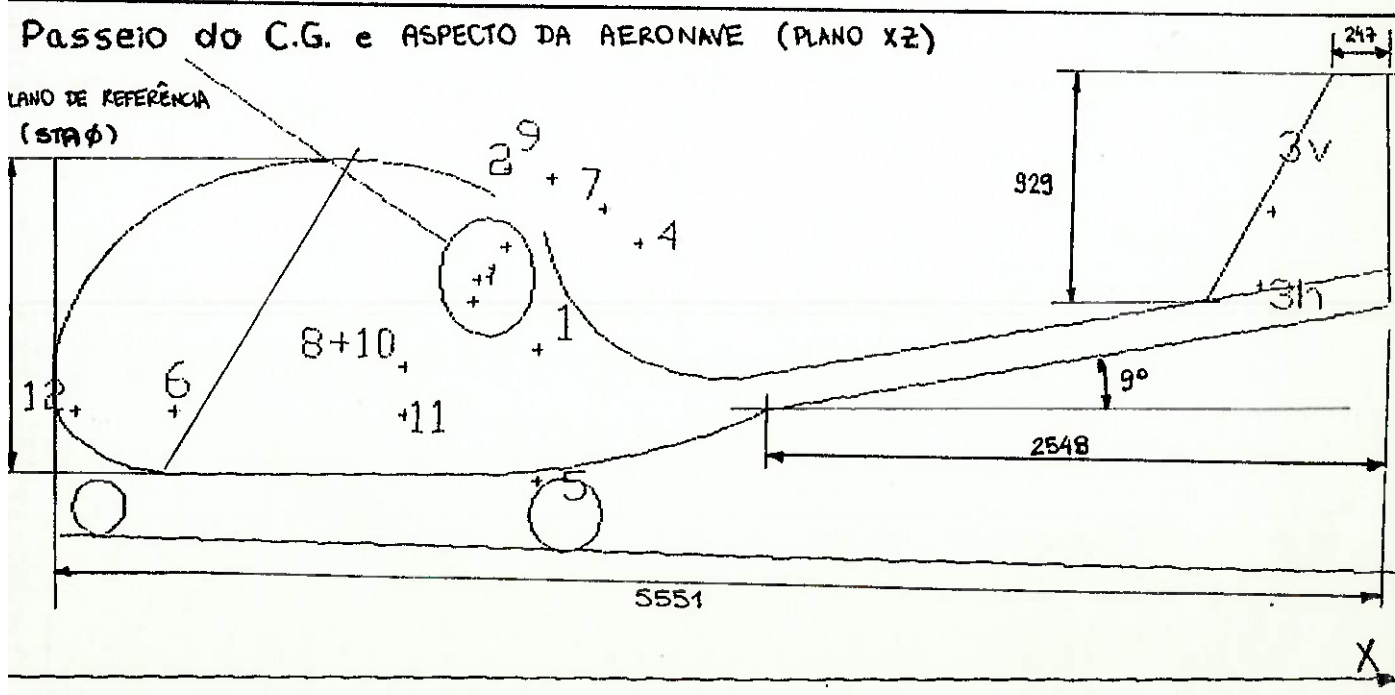


Passeio do C.G Plano X-Y

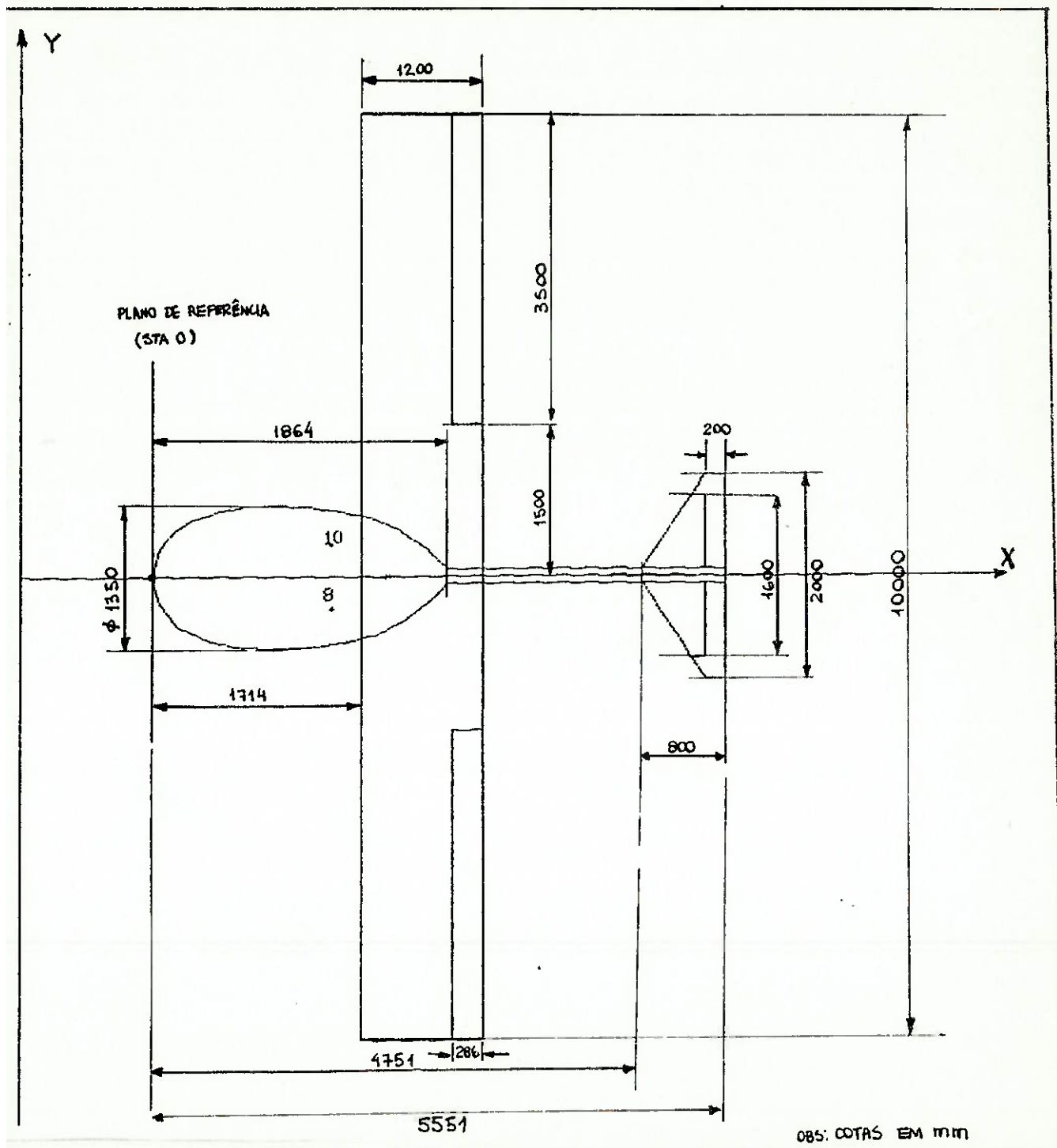


Passeio do C.G. e ASPECTO DA AERONAVE (PLANO XZ)

PLANO DE REFERÊNCIA
(STA ϕ)



ASPECTO DA AERONAVE (PLANO XY)



PMC 580/581 - PROJETO MECANICO I e II (TRABALHO DE FORMATURA)

2) EXECUÇÃO DOS PROGRAMAS PARA AS SUPERFÍCIES AERODINÂMICAS :

***** ASA *****

AEROFÓLIO UTILIZADO: CLARK-Y

b = 10 m

C_r = 1.2 m

C_t = 1.2 m

WASHOUT = 0 Graus

INCIDÊNCIA = 3 Graus

Utilizando-se das execuções anteriores dos programas GEOM e AEROFOLI para o aerofólio CLARK-Y com 23 painéis discretizados, vamos executar apenas o programa ASA para as condições impostas acima :

PROGRAMA ASA

SUSTENTACAO EM ASAS FINITAS:

* GEOMETRIA *

AEROFÓLIO UTILIZADO : CLARKY
INCLINACAO DA CURVA DE C_l : 4.2052
ANG.DE ATAQUE COM L=0 (C_{l0}) : -4.9583 Graus

ENVERGADURA TOTAL (b) : 10.0000 m
COMPRIMENTO DA CORDA NA RAIZ DA ASA : 1.2000 m
COMPRIMENTO DA CORDA NA PONTA DA ASA : 1.0000 m
ÂNGULO DE ATAQUE NA RAIZ : 3.0000 Graus
TORCAO RELATIVA ENTRE RAIZ e PONTA : 0.0000 Graus

* CONDIÇÕES DO AR AO LONGE *

ALTITUDE DE CRUZEIRO : 3040 m
PRESSAO ESTATICA : 70610.11 Pa
TEMPERATURA ESTATICA : 268.1972 K
DENSIDADE ESTATICA : 0.9172 kg/m³
VISCOSIDADE ABSOLUTA : 0.0000169 N.s/m²
VELOCIDADE INDICADA : 44.75 m/s
VELOCIDADE AERODINÂMICA : 51.72 m/s

PMC 580/581 - PROJETO MECANICO I e II (TRABALHO DE FORMATURA)

PRESSAO DINAMICA : 1226.7230 Pa
PRESSAO TOTAL : 71836.6348 Pa

NUMERO MACH : 0.1574
NUMERO DE REYNOLDS MEDIO : 3363405.58
FATOR DE PRANDTL-GLAUERT : 0.9875

* SOLUCAO DO SISTEMA : COEFICIENTES DE FOURIER *

A 1 = 0.0324707615
A 2 = 0.0040369885
A 3 = 0.0008717038
A 4 = 0.0002535966
A 5 = 0.0000932094
A 6 = 0.0000408810
A 7 = 0.0000203945
A 8 = 0.0000111620
A 9 = 0.0000065232
A10 = 0.0000039827
A11 = 0.0000024884
A12 = 0.0000015522
A13 = 0.0000009289
A14 = 0.0000004861
A15 = 0.0000001469

RESULTADOS OBTIDOS :

* ASPECTOS GEOMETRICOS *

AREA UTIL : 12.0000 m²
RAZAO DE ASPECTO : 4.1667
TAPER RATIO : 1.0000
CORDA MEDIA GEOMETRICA : 1.2000 m em y = 2.5000 m
CORDA MEDIA AERODINAMICA : 1.2000 m em y = 2.5000 m
INCIDENCIA NA RAIZ : 3.0000 Graus
WASHOUT : 0.0000 Graus

* COEFICIENTES AERODINAMICOS *

COEFICIENTE DE SUSTENTACAO : CL = 0.4250
COEF. DE SUSTENTACAO CORRIGIDO : CLc = 0.4304
COEF. DE ARRASTO INDUZIDO : CDi = 0.0145
COEF. DE ARRASTO INDUZIDO IDEAL : CDie = 0.0138 (Carrregamento eliptico)

COEF. DE ARRASTO INDUZIDO CORRIG. : CDic = 0.0147
COEF. DE ARRASTO DE FRICCAO+FORMA : CDf = 0.0031
COEF. DE ARR. FRICCAO+FORMA CORRIG. : CDfc = 0.0032
COEF. DE ARRASTO TOTAL : CT = 0.0176
COEF. DE ARRASTO TOTAL CORRIGIDO : CTc = 0.0179
COEF. DE MOMENTO DE ROLAGEM : CMr = -0.0550
COEF. DE MOMENTO DE ROLAGEM CORR. : CMrc = -0.0537
COEF. DE MOMENTO DE GUINADA : CMY = 0.0056
COEF. DE MOM. DE GUINADA CORRIGIDO : CMYc = 0.0057

PMC 580/581 - PROJETO MECANICO I e II (TRABALHO DE FORMATURA)

* FORÇAS, MOMENTOS, POTENCIAS E DOWN WASH *

SUSTENTACAO TOTAL	: L =	6256.8950 N
SUSTENTACAO CORRIGIDA	: Lc =	6335.9143 N
ARRASTO INDUZIDO	: Di =	213.4264 N
ARRASTO INDUZIDO CORRIGIDO	: Dic=	216.1218 N
ARRASTO DE FRICCAO+PRESSAO	: Df =	46.0641 N
ARR.DE FRIC+PRES CORRIGIDO	: Dfc=	46.6458 N
ARRASTO TOTAL	: D =	259.4905 N
ARRASTO TOTAL CORRIGIDO	: Dc =	262.7676 N
MOMENTO DE ROLAGEM	: Mr =	-486.1877 Nm
MOMENTO DE ROL. CORRIGIDO	: Mrc=	-492.3278 Nm
MOMENTO DE GUINADA	: My =	49.6987 Nm
MOMENTO DE GUINADA CORRIGIDO	: Myc=	50.3264 Nm
EFICIENCIA AERODINAMICA	: E =	24.1122
ANGULO DE PLANEIO	: AP =	2.3749 Graus
RAZAO DE PLANEIO	: RZ =	4.1473:100 => -217.03 Ft/min

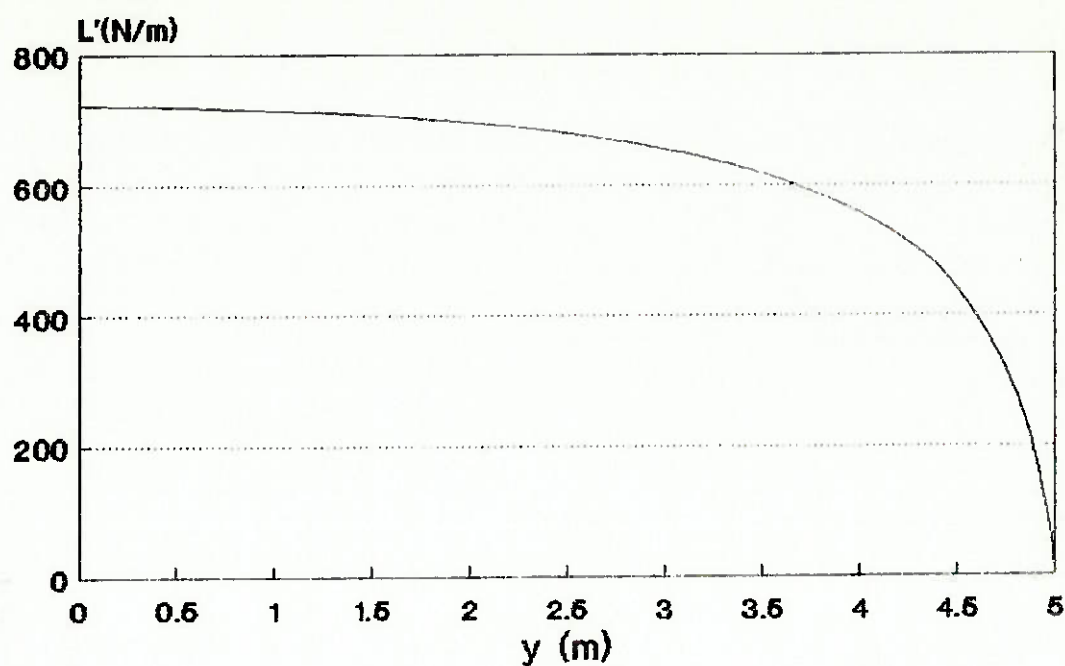
DOWN WASH : W = 4.1606 m/s

POTENCIA MINIMA NECESSARIA (55% PMAX)	: Hmin =	9.11 HP
POTENCIA DE PROJETO MAXIMA	: H =	14.02 HP
POTENCIA NECESSARIA PARA UM MOTOR OTTO	: Pot =	46.73 HP

* DISTRIBUICAO DE SUSTENTACAO NA SEMI-ASA *

ANG. [Graus]	y [m]	CL(local)	SUSTENTACAO [N/m]
0.00	5.0000	0.0000	0.0000
6.00	4.9726	0.0912	134.2766
12.00	4.8907	0.1730	254.5980
18.00	4.7553	0.2424	356.8207
24.00	4.5677	0.2996	441.0391
30.00	4.3301	0.3458	509.6142
36.00	4.0451	0.3825	563.1345
42.00	3.7157	0.4115	605.7971
48.00	3.3457	0.4342	639.1570
54.00	2.9389	0.4518	665.0163
60.00	2.5000	0.4652	684.8234
66.00	2.0337	0.4753	699.6997
72.00	1.5451	0.4826	710.4876
78.00	1.0396	0.4876	717.7934
84.00	0.5226	0.4905	722.6205
90.00	0.0000	0.4914	725.4644

FIG 50 - DISTRIBUIÇÃO DE SUSTENTAÇÕES NA SEMI-ASA



***** PROFUNDOR *****

AEROFOLIO UTILIZADO: NACA 0009

$b = 2.0$ m

$C_F = 0.8$ m

$C_t = 0.2$ m

WASHOUT = 0 Graus

INCIDENCIA = VARIÁVEL

PMC 580/581 - PROJETO MECANICO I e II (TRABALHO DE FORMATURA)

PROGRAMA GEOM

GEOMETRIA DO AEROFOLIO e DISCRETIZACAO :

* AEROFOLIO : naca0009

* COORDENADAS DAS SUPERFICIES *

EXTRADORSO

INTRADORSO

	Xe	Ye	Xi	Yi
1	0.0000	0.0000	0.0000	0.0000
2	0.0050	0.0050	0.0050	-0.0050
3	0.0125	0.0142	0.0125	-0.0142
4	0.0250	0.0196	0.0250	-0.0196
5	0.0500	0.0267	0.0500	-0.0267
6	0.0750	0.0315	0.0750	-0.0315
7	0.1000	0.0351	0.1000	-0.0351
8	0.1500	0.0401	0.1500	-0.0401
9	0.2000	0.0430	0.2000	-0.0430
10	0.2500	0.0446	0.2500	-0.0446
11	0.3000	0.0450	0.3000	-0.0450
12	0.4000	0.0435	0.4000	-0.0435
13	0.5000	0.0397	0.5000	-0.0397
14	0.6000	0.0342	0.6000	-0.0342
15	0.7000	0.0275	0.7000	-0.0275
16	0.8000	0.0197	0.8000	-0.0197
17	0.9000	0.0109	0.9000	-0.0109
18	0.9500	0.0060	0.9500	-0.0060
19	1.0000	0.0009	1.0000	-0.0009

* COEFICIENTES DOS POLINOMIOS INTERPOLADORES:

* EXTRADORSO *

PARABOLA 1 :
A0 = 0.0067
A1 = 0.3583
A2 = -0.8006

PARABOLA 2 :
B0 = 0.0450
B1 = 0.0213
B2 = -0.0657

* INTRADORSO *

PMC 580/581 - PROJETO MECANICO I e II (TRABALHO DE FORMATURA)

PARABOLA 3 :

D0 = -0.0067

D1 = -0.3583

D2 = 0.8006

CUBICA 1 :

C0 = -0.0367

C1 = -0.0669

C2 = 0.1414

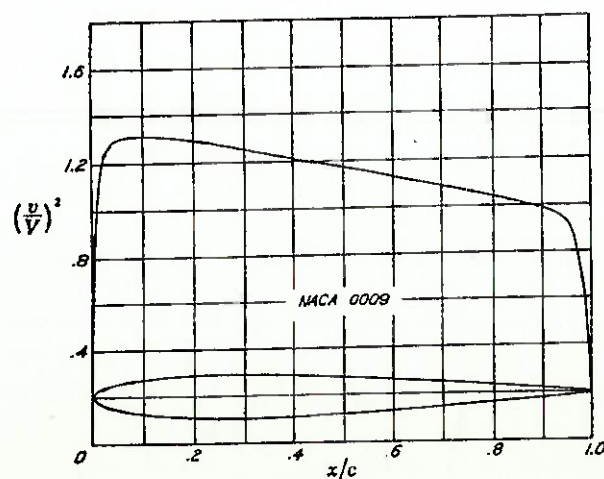
C3 = -0.0388

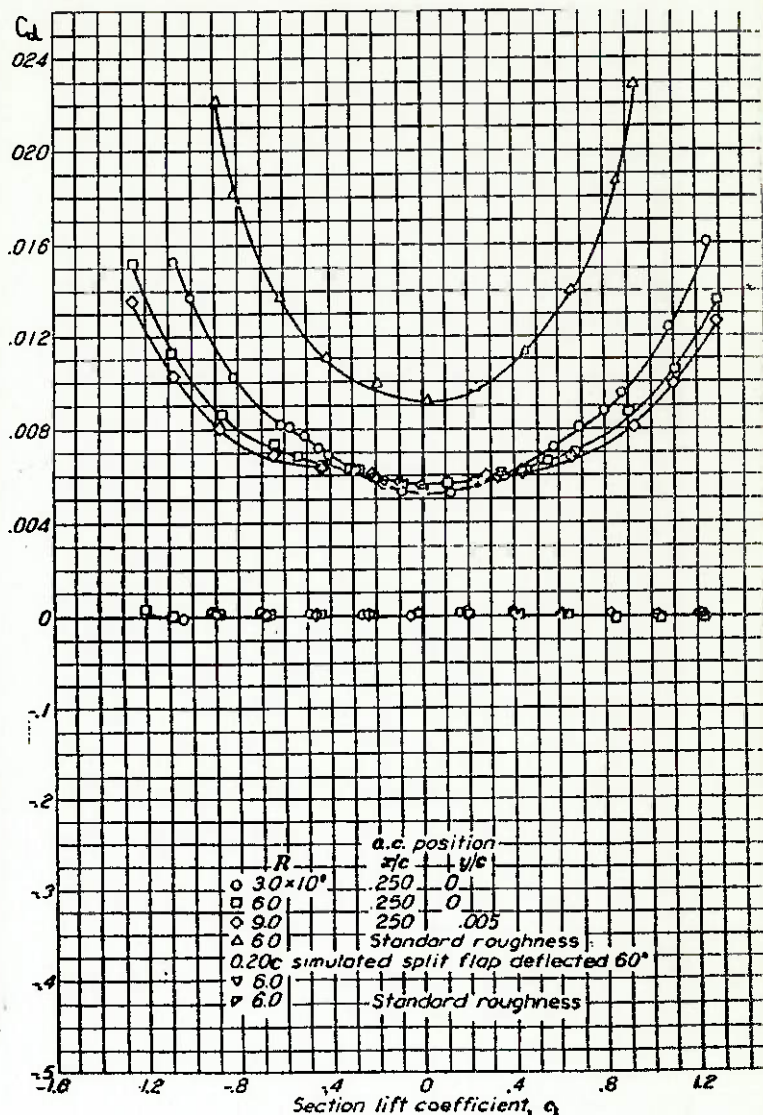
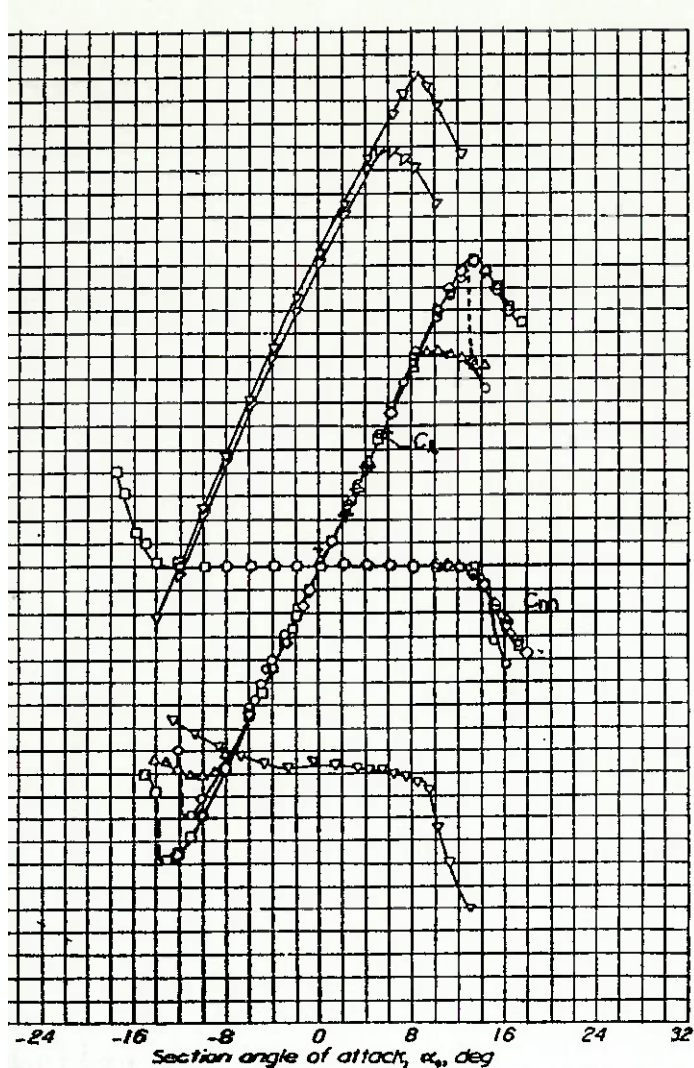
* DISCRETIZACAO DOS PAINELIS *

1 :	(	0.0000,	0.0067)	-	(	0.0600,	0.0253)
2 :	(	0.0600,	0.0253)	-	(	0.1200,	0.0382)
3 :	(	0.1200,	0.0382)	-	(	0.1800,	0.0453)
4 :	(	0.1800,	0.0453)	-	(	0.2400,	0.0466)
5 :	(	0.2400,	0.0466)	-	(	0.3000,	0.0455)
6 :	(	0.3000,	0.0455)	-	(	0.4400,	0.0417)
7 :	(	0.4400,	0.0417)	-	(	0.5800,	0.0353)
8 :	(	0.5800,	0.0353)	-	(	0.7200,	0.0263)
9 :	(	0.7200,	0.0263)	-	(	0.8600,	0.0148)
10 :	(	0.8600,	0.0148)	-	(	1.0000,	0.0007)
11 :	(	1.0000,	-0.0011)	-	(	0.8600,	-0.0144)
12 :	(	0.8600,	-0.0144)	-	(	0.7200,	-0.0261)
13 :	(	0.7200,	-0.0261)	-	(	0.5800,	-0.0355)
14 :	(	0.5800,	-0.0355)	-	(	0.4400,	-0.0421)
15 :	(	0.4400,	-0.0421)	-	(	0.3000,	-0.0451)
16 :	(	0.3000,	-0.0451)	-	(	0.2400,	-0.0466)
17 :	(	0.2400,	-0.0466)	-	(	0.1800,	-0.0453)
18 :	(	0.1800,	-0.0453)	-	(	0.1200,	-0.0382)
19 :	(	0.1200,	-0.0382)	-	(	0.0600,	-0.0253)
20 :	(	0.0600,	-0.0253)	-	(	0.0000,	-0.0067)

CORDA : 1.0000

FIG 51 - AEROFOLIO NACA0009





PROGRAMA AEROFOL1

CALCULO DA SUSTENTACAO e ARRASTO PARA O AEROFOLIO naca0009

Numero de paineis : 20
Corda : 1.0000 m

* CONDICAOES DO AR AO LONGE *

ALTITUDE DE CRUZEIRO : 3048 m
PRESSAO ESTATICA : 70610.1118 Pa
TEMPERATURA ESTATICA : 268.1972 K
VISCOSIDADE ABSOLUTA : 0.0000169 N*s/m²
DENSIDADE : 0.9172 kg/m³
VELOCIDADE INDICADA : 44.7528 m/s

MC 580/581 - PROJETO MECANICO I e II (TRABALHO DE FORMATURA)

VELOCIDADE AERODINAM.: 51.7195 m/s

PRESSAO DINAMICA : 1255.7230 Pa
 PRESSAO TOTAL : 71836.8348 Pa
 NUMERO DE REYNOLDS : 2802837.99
 NUMERO MACH : 0.1574
 FATOR DE PRANDTL : 0.9875

RESULTADOS OBTIDOS :

ANG. AT. Graus]	CIRCULACAO [m ² /seg]	SUSTENTACAO [N/m]	ARRASTO [N/m]	MOMENTO CL [Nm/m]	CL	CD	CM	Xcp [m]
0.00	2.26	107.44	7.93	-0.02	0.089	0.006	-0.022	0.2438
0.75	3.48	164.87	8.14	-0.03	0.136	0.007	-0.034	0.2437
1.50	4.69	222.27	8.78	-0.04	0.183	0.007	-0.046	0.2436
2.25	5.89	279.64	9.84	-0.06	0.231	0.008	-0.058	0.2435
3.00	7.10	336.96	11.32	-0.07	0.278	0.009	-0.069	0.2433
3.75	8.31	394.22	13.23	-0.08	0.325	0.011	-0.081	0.2431
4.50	9.52	451.41	15.56	-0.09	0.373	0.013	-0.093	0.2428
5.25	10.72	508.52	18.30	-0.10	0.420	0.015	-0.105	0.2426
6.00	11.92	565.55	21.46	-0.11	0.467	0.017	-0.117	0.2422
6.75	13.12	622.48	25.04	-0.12	0.514	0.020	-0.128	0.2419
7.50	14.32	679.30	29.03	-0.14	0.561	0.024	-0.140	0.2415
8.25	15.52	736.01	33.43	-0.15	0.608	0.027	-0.152	0.2410
9.00	16.71	792.59	38.24	-0.16	0.654	0.031	-0.163	0.2405
9.75	17.90	849.04	43.45	-0.17	0.701	0.035	-0.175	0.2400
10.50	19.08	905.34	49.06	-0.18	0.747	0.040	-0.187	0.2395
11.25	20.27	961.48	55.07	-0.19	0.794	0.045	-0.198	0.2389
12.00	21.45	1017.46	61.46	-0.20	0.840	0.050	-0.210	0.2383
12.75	22.62	1073.27	68.25	-0.21	0.886	0.056	-0.221	0.2376
13.50	23.80	1128.89	75.42	-0.22	0.932	0.061	-0.233	0.2369
14.25	24.97	1184.32	82.97	-0.23	0.978	0.068	-0.244	0.2362
15.00	26.13	1239.55	90.89	-0.24	1.023	0.074	-0.256	0.2355

MELHOR EFICIENCIA AERODINAMICA : (ANGULO DE INCIDENCIA OTIMO)

E = 30.1737 em ALFA = 3.7500 Graus
 Xcp = 0.2431 m

DISTRIBUICAO DE PRESSAO NOS PAINELIS: (Alfa = 3.7500 Graus)

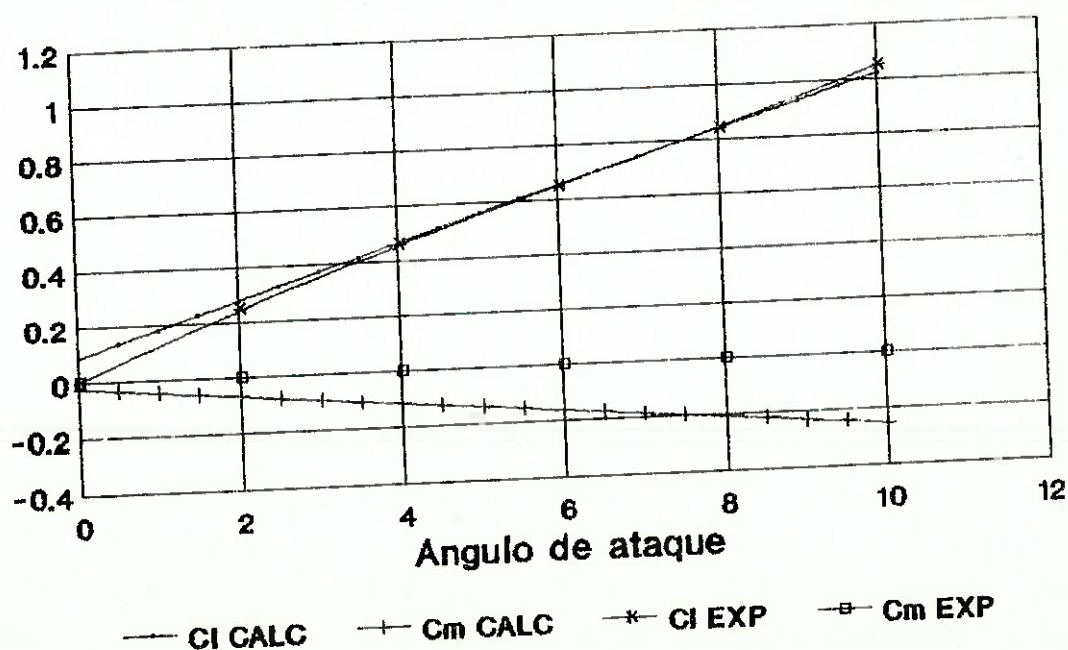
PAINEL	COORDENADAS DO PAINEL	Xcp[1]	V [m/s]	Cp	p [MPa]
1	(0.00, 0.01 ; 0.05, 0.02)	0.04	193.3963	-13.1465	0.5448
2	(0.05, 0.02 ; 0.10, 0.03)	0.09	117.7572	-4.2369	0.5541
3	(0.10, 0.03 ; 0.15, 0.04)	0.14	106.1743	-3.2549	0.6662
4	(0.15, 0.04 ; 0.20, 0.05)	0.19	97.3830	-2.5775	0.6745
5	(0.20, 0.05 ; 0.25, 0.05)	0.24	87.2447	-1.8669	0.6832
6	(0.25, 0.05 ; 0.30, 0.05)	0.29	67.5816	-0.7164	0.6973

7	(0.30, 0.05 ; 0.47, 0.04)	0.43	76.8241	-1.2222	0.6911
	(0.47, 0.04 ; 0.65, 0.03)	0.61	90.3773	-2.0809	0.6874
	(0.65, 0.03 ; 0.82, 0.02)	0.78	83.4938	-1.8758	0.6862
	(0.82, 0.02 ; 1.00, 0.00)	0.96	23.1246	0.8102	0.7160
	(1.00,-0.00 ; 0.82,-0.02)	0.87	23.1246	0.8102	0.7160
	(0.82,-0.02 ; 0.65,-0.03)	0.69	32.8241	0.8097	0.7136
	(0.65,-0.03 ; 0.47,-0.04)	0.52	77.1161	-1.2387	0.6909
	(0.47,-0.04 ; 0.30,-0.05)	0.34	72.5755	-1.3247	0.6899
	(0.30,-0.05 ; 0.25,-0.05)	0.26	99.6968	-2.7501	0.6724
	(0.25,-0.05 ; 0.20,-0.05)	0.21	85.4454	-0.6068	0.6986
	(0.20,-0.05 ; 0.15,-0.04)	0.16	61.2806	-0.4090	0.7011
	(0.15,-0.04 ; 0.10,-0.03)	0.11	55.3239	-0.1461	0.7043
	(0.10,-0.03 ; 0.05,-0.02)	0.05	49.3708	0.0899	0.7072
	(0.05,-0.02 ; -0.00,-0.01)	0.01	44.7845	0.2534	0.7092

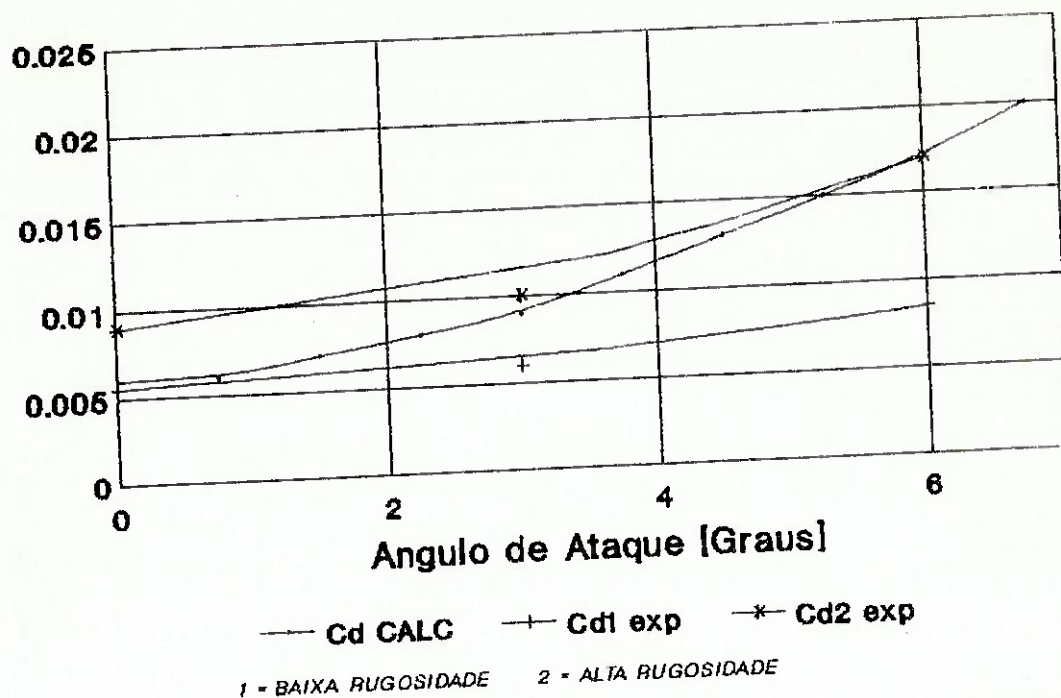
G 52 - CURVAS OBTIDAS PARA O AEROFOLIO NACA0009

PERFIL NACA 0009

Curvas C_l x Alfa e C_m x Alfa



PERFIL NACA 0009 Grafico Cd X ALFA



Vamos rodar o programa asa para o angulo de melhor

eficiencia aerodinamica (Aproximadamente 3.5 Graus), pois a

posicao do profundor e variavel durante o voo.

programa ASA

XX

SUSTENTACAO EM ASAS FINITAS:

* GEOMETRIA *

AEROFOLIO UTILIZADO : naca0009
 INCLINACAO DA CURVA DE C1 : 3.5773
 ANG.DE ATAQUE COM L=0 (CL0) : -1.4562 Graus

ENVERGADURA TOTAL (b) : 2.0000 m
 COMPRIMENTO DA CORDA NA RAIZ DA ASA : 0.8571 m
 COMPRIMENTO DA CORDA NA PONTA DA ASA : 0.2000 m
 ANGULO DE ATAQUE NA RAIZ : 3.5000 Graus

MC 580/581 - PROJETO MECANICO I e II (TRABALHO DE FORMATURA)

TORCAO RELATIVA ENTRE RAIZ e PONTA : 0.0000 Graus

CONDICOES DO AR AO LONGE *

ALTITUDE DE CRUZEIRO : 3048 m
PRESSAO ESTATICA : 70610.11 Pa
TEMPERATURA ESTATICA : 268.1972 K
DENSIDADE ESTATICA : 0.9172 Kg/m³
VISCOSIDADE ABSOLUTA : 0.0000169 N.s/m²
VELOCIDADE INDICADA : 44.75 m/s
VELOCIDADE AERODINAMICA : 51.72 m/s

PRESSAO DINAMICA : 1226.7230 Pa
PRESSAO TOTAL : 71836.8348 Pa

NUMERO MACH : 0.1574
NUMERO DE REYNOLDS MEDIO : 1481440.02
FATOR DE PRANDTL-GLAUERT : 0.9875

* SOLUCAO DO SISTEMA : COEFICIENTES DE FOURIER *

A 1 = 0.0321929832
A 2 = -0.0010581108
A 3 = 0.0008293379
A 4 = 0.0000855253
A 5 = 0.0001510721
A 6 = 0.0000085157
A 7 = 0.0000434065
A 8 = -0.0000031987
A 9 = 0.0000178313
A 10 = -0.0000043579
A 11 = 0.0000093820
A 12 = -0.0000041098
A 13 = 0.0000058535
A 14 = -0.0000038686
A 15 = 0.0000041347

RESULTADOS OBTIDOS :

* ASPECTOS GEOMETRICOS *

AREA UTIL : 1.0571 m²
RAZAO DE ASPECTO : 1.8920
TAPER RATIO : 0.2333
CORDA MEDIA GEOMETRICA : 0.5285 m em y = 0.5000 m
CORDA MEDIA AERODINAMICA : 0.5966 m em y = 0.3964 m
INCIDENCIA NA RAIZ : 3.5000 Graus
WASHOUT : 0.0000 Graus

MC 580/581 - PROJETO MECANICO I e II (TRABALHO DE FORMATURA)

* COEFICIENTES AERODINAMICOS *

EFICIENTE DE SUSTENTACAO : $C_L = 0.1913$
 EF. DE SUSTENTACAO CORRIGIDO : $C_{Lc} = 0.1938$
 EF. DE ARRASTO INDUZIDO : $C_{Di} = 0.0062$
 EF. DE ARRASTO INDUZIDO IDEAL : $C_{Die} = 0.0062$ (Carregamento eliptico)
 EF. DE ARRASTO INDUZIDO CORRIG. : $C_{Dic} = 0.0063$
 EF. DE ARRASTO DE FRICCAO+FORMA : $C_{Df} = 0.0054$
 EF. DE ARR. FRICCAO+FORMA CORRIG. : $C_{Dfc} = 0.0054$
 EF. DE ARRASTO TOTAL : $C_D = 0.0116$
 EF. DE ARRASTO TOTAL CORRIGIDO : $C_{Dc} = 0.0117$
 EF. DE MOMENTO DE ROLAGEM : $C_{Mr} = 0.0030$
 EF. DE MOMENTO DE ROLAGEM CORR. : $C_{Mrc} = 0.0030$
 EF. DE MOMENTO DE GUINADA : $C_{My} = -0.0003$
 EF. DE MOM. DE GUINADA CORRIGIDO : $C_{Myc} = -0.0003$

FORÇAS, MOMENTOS, POTENCIAS E DOWN WASH *

SUSTENTACAO TOTAL : $L = 248.1348 \text{ N}$
 SUSTENTACAO CORRIGIDA : $L_c = 251.2685 \text{ N}$
 ARRASTO INDUZIDO : $D_i = 8.0428 \text{ N}$
 ARRASTO INDUZIDO CORRIGIDO : $D_{ic} = 8.1444 \text{ N}$
 ARRASTO DE FRICCAO+PRESSAO : $D_f = 6.9421 \text{ N}$
 ARR. DE FRIC+PRES CORRIGIDO : $D_{fc} = 7.0278 \text{ N}$
 ARRASTO TOTAL : $D = 14.9849 \text{ N}$
 ARRASTO TOTAL CORRIGIDO : $D_c = 15.1742 \text{ N}$
 MOMENTO DE ROLAGEM : $M_r = 1.0195 \text{ Nm}$
 MOMENTO DE ROL. CORRIGIDO : $M_{rc} = 1.0323 \text{ Nm}$
 MOMENTO DE GUINADA : $M_y = -0.1021 \text{ Nm}$
 MOMENTO DE GUINADA CORRIGIDO : $M_{yc} = -0.1034 \text{ Nm}$

EFICIENCIA AERODINAMICA : $E = 16.5\%$
 ANGULO DE PLANEIO : $AP = 3.4559 \text{ Graus}$
 RAZAO DE PLANEIO : $RZ = 6.0390:100 \Rightarrow -315.72 \text{ Ft/min}$

DOWN WASH : $W = 1.7590 \text{ m/s}$

POTENCIA MINIMA NECESSARIA (65% P_{MAX}) : $N_{min} = 0.53 \text{ HP}$
 POTENCIA DE PROJETO MAXIMA : $N = 0.81 \text{ HP}$
 POTENCIA NECESSARIA PARA UM MOTOR OTTO : $Pot = 2.70 \text{ HP}$

* DISTRIBUICAO DE SUSTENTACAO NA SEMI-ASA *

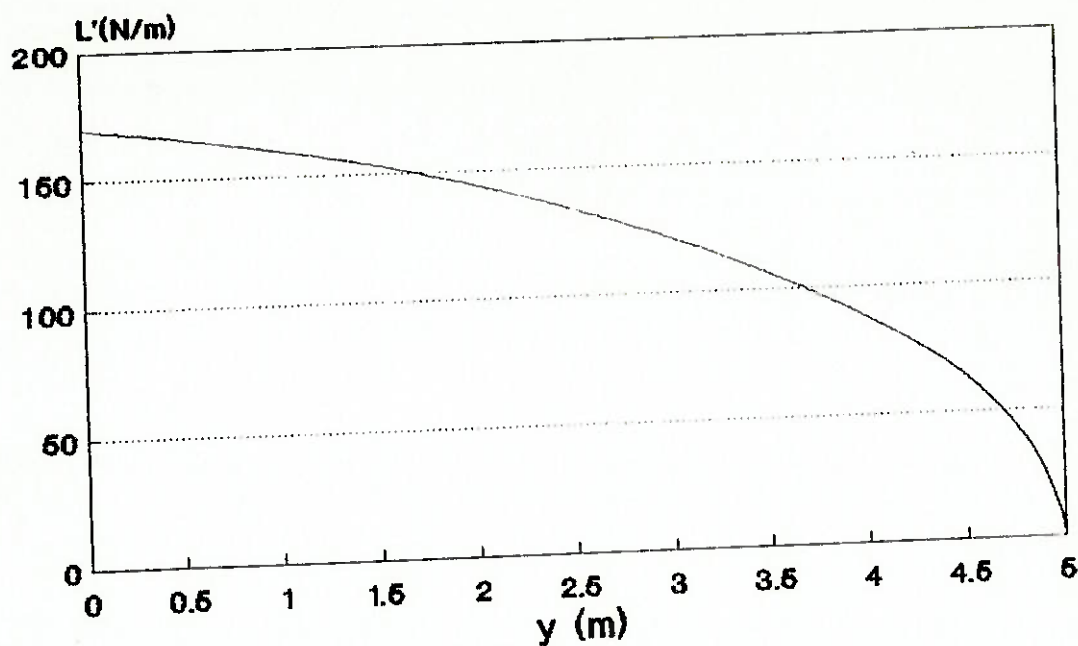
ANG. [Graus]	γ [m]	$C_L(\text{local})$	SUSTENTACAO [N/m]
0.00	1.0000	0.0000	0.0000
6.00	0.9945	0.0736	18.3834
12.00	0.9781	0.1328	34.9301
18.00	0.9511	0.1744	49.6554
24.00	0.9135	0.2004	63.1766
30.00	0.8660	0.2149	75.9160
36.00	0.8090	0.2213	88.3506

42.00	0.7431	0.2223	100.5866
0.6691	0.2199	112.6127	
0.5878	0.2152	124.2918	
0.5000	0.2098	135.4106	
0.4067	0.2013	145.6798	
0.3090	0.1929	154.7712	
0.2079	0.1836	162.2623	
0.1045	0.1734	167.6746	
0.0000	0.1618	170.1021	

52 - DISTRIBUIÇÃO DE SUSTENTAÇÃO NA SEMI-ASA (Profundor)

ULTRALEVE

DISTRIB. DE L' no PROFUNDOR

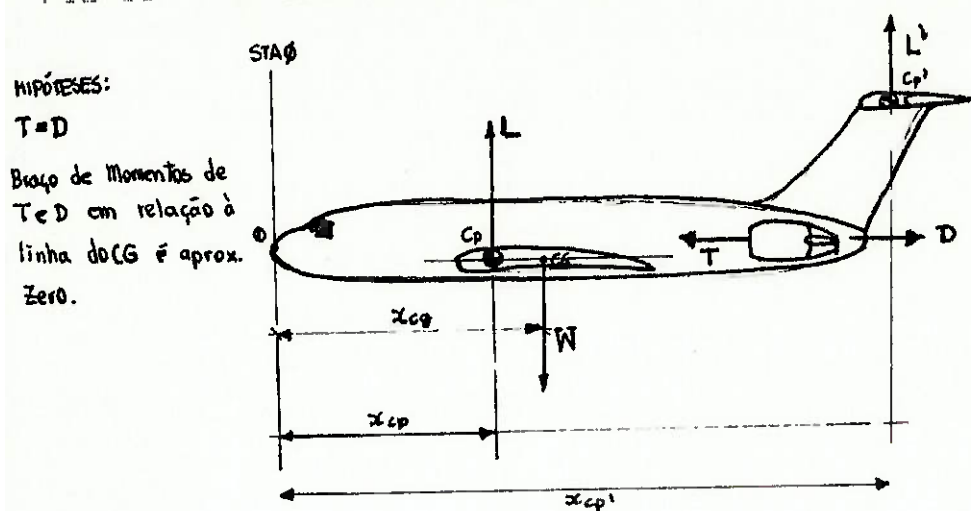


NACA0009 / b=2m / Cr=0.8m / Ct=0.2m

3)ANALISE DOS RESULTADOS :

Suponha que exista uma aeronave em voo reto horizontal com as seguintes condições de equilíbrio de forças :

FIG 53 - EQUILIBRIO DE FORÇAS EM VOO RETO HORIZONTAL.



Onde : W = Peso Total da aeronave

L = Sustentação gerada na ASA

L' = Sustentação gerada no profundor

D : Arrasto Total da Aeronave

T : Tração Efetiva dos Motores

e tomando como referência (STA 0) o ponto situado no nariz da aeronave, temos :

x_{cg} = Posição do Centro de Gravidade da Aeronave

x_{cp} = Posição do Centro de Pressão da Asa

$x_{cp'}$ = Posição do Centro de Pressão do Profundor

Se o sistema encontrar-se em equilíbrio temos que

$$\Sigma F = 0 : L + L' = W$$

(ED 10.1)

E tomando momentos em relação a posição do CG (X_{cg}) :

$$M_o = 0 : L.(X_{cg} - X_{cp}) - L'(X_{cp}' - X_{cg}) = 0 \quad (EQ 10.2)$$

Resolvendo conjuntamente as equações 10.1 e 10.2 em um sistema linear 2 x 2 chega-se a :

$$L = W. \left(\frac{1}{1 + \frac{X_{cg} - X_{cp}}{X_{cp}' - X_{cg}}} \right) \quad (EQ 10.3)$$

$$L' = W. \left(\frac{\frac{X_{cg} - X_{cp}}{X_{cp}' - X_{cg}}}{1 + \frac{X_{cg} - X_{cp}}{X_{cp}' - X_{cg}}} \right) \quad (EQ 10.4)$$

Vamos verificar pela a configuração proposta pelo ultra leve quais seriam os valores de L e L' para que possa haver equilíbrio estático.

O caso mais crítico de peso é o PESO MAXIMO DE DECOLAGEM (MTOW). Nestas condições temos :

$$MTOW = 1575 \text{ Lbf} = 7005,9490 \text{ N}$$

$$X_{cg} = 93 \text{ Pol} = 2,3622 \text{ m ; em relação à SIAO}$$

$$= 0,6480 \text{ m ; em relação ao bordo de ataque}$$

da asa.

Da análise do aerofólio Clark-Y no ASU, para uma corda de comprimento unitário, a posição do CP para o ângulo de 3 Graus será :

$$X_{cp} = 22,57\% \text{ CMA}$$

Para o formato de asa retangular, onde $c = 1,2 \text{ m} = \text{CMA} = \text{cilo}$ utilizado no ultra-leve, a posição de X_{cp} será :

PNC 580/581 - PROJETO MECANICO I e II (TRABALHO DE FORMATURA)

$X_{cp} = 0.2709 \text{ m}$; em relação ao bordo de ataque da asa
 $= 1.9851 \text{ m}$; em relação à STAO

No profundor, como não existe ângulo de ataque constante devemos considerar uma posição de X_{cp} média. Isto pode ser feito já que X_{cg} varia muito pouco com o ângulo de ataque, o que pode ser verificado com os resultados do programa AEROFOLI para o perfil NACA0009 utilizando-se de corda de comprimento unitário. Os resultados obtidos foram :

ANG. DE ATAQUE (graus)	POS CP (% CMA)
0.00	24.38
1.50	24.36
3.00	24.33
4.50	24.28
6.00	24.22
7.50	24.15
9.00	24.05
10.50	23.95

Valor médio da posição do CP : 24.21% CMA

A partir do programa ASA pode-se obter o valor da CMA e portanto o valor médio de X_{cp} :

$$CMA = 0.5966m$$

$X_{cp}' = 0.1444m$; a partir do bordo de ataque do aerofólio
que contém a CMA.

$$= 3.5154 ; \text{ a partir da STAO}$$

PMC 580/581 - PROJETO MECANICO 1 e II (TRABALHO DE FORMATURA)

Tendo estes dados podemos obter os valores limites para L e L' a partir das equações 10.1 e 10.2 :

$$L \geq 0.0835 W = 6189.49 \text{ N}$$

$$L' \geq 0.1165 W = 819.19 \text{ N}$$

Para a ASA (utilizando CLARK-Y com incidência de 3 Graus) obtivemos por meio do programa ASA o valor de $L = 6256.8950 \text{ N}$ e portanto conclui-se que esta pode gerar a sustentação necessária com as características dimensionais e operacionais que lhe foram impostas.

Para o PROFUNDOR (utilizando-se do NACA0009 com incidência variável) devemos procurar um ângulo de incidência que possa gerar $L' = 819.19 \text{ N}$ requerido. Para isto é necessário que realizemos alguns cálculos :

Segundo o programa AEROFULI ,para o perfil NACA0009 obtemos:

ANG. DE ATAQUE	C_L
3.00	0.2780
3.75	0.3250

Interpolando para $\alpha_{LEA} = 3.5 \text{ Graus} \Rightarrow C_L = 0.3093$

Segundo o programa ASA, para o profundor operando em $\alpha_{LEA} = 3.5 \text{ Graus}$ obtemos $\Rightarrow C_L = 0.1913$

Logo o podemos calcular o coeficiente angular da reta do C_L da asa que será simplesmente : $a = a_0 \cdot (C_L / C_L)$ e portanto

$$a = 0.6195 a_0$$

e assim : $CL = C_{L0} + 0.6195 a_0 \cdot ALFA$ (EQ 10.5)

Onde C_{L0} = Valor de c_l no aerofólio para ângulo de ataque nulo
 $ALFA$ = ângulo de ataque.

Segundo o programa ASA reta C_l a $ALFA$ apresenta os

seguintes parâmetros :

$$Alfa_0 = -1.4562 \text{ Graus}$$

$$a_0 = 3.5773 [1/\text{rad}] = 0.06243565 [1/\text{Grau}]$$

Resolvendo para o parâmetro C_{L0} da reta :

$$c_l = c_{l0} + a_0 \cdot alfa \Rightarrow 0 = c_{l0} + (-1.4562) \cdot (0.0624)$$

$$C_{L0} = 0.09086$$

A reta c_l terá a seguinte equação :

$$c_l = 0.09086 + 0.0624 \cdot ALFA \quad (\text{EQ 10.6})$$

e portanto a reta CL será :

$$CL = C_{L0} + 0.03862 \cdot alfa$$

mas $ALFA_0$ asa = $ALFA_0$ prof

$$0 = C_{L0} + 0.03862 \cdot (-1.4562) \text{ e assim}$$

$$C_{L0} = 0.05624$$

$$\text{Finalmente : } CL = 0.05624 + 0.03862 \cdot ALFA \quad (\text{EQ 10.7})$$

Pela equação 10.7 pode-se descobrir qual seria o ângulo de

PMC 580/581 - PROJETO MECANICO I e II (TRABALHO DE FORMATURA)

ataque ótimo para a operação do profundor :

Lembrando que para as condições de cruzeiro :

$$q = 1226.7230 \text{ Pa}$$

$$S = 1.0571 \text{ m}^2$$

A sustentação requerida é :

$$L' = CL \cdot q \cdot S = 816.19 \text{ N} \Rightarrow CL \text{ req} = 0.6294$$

Pela equação 10.7 ,o ângulo de ataque ideal seria portanto :

$$\alpha_{\text{ideal}} = 14.84 \text{ Graus}$$

Entretanto, pela curva $CL \times \alpha$ do aerofólio NACA0009, podemos observar que este deve entrar em STALL no ângulo de aproximadamente 12 Graus, ocorrendo aí o descolamento da camada limite, e portanto a partir disto haverá uma súbita perda de sustentação e grande aumento do arrasto reduzindo drasticamente a eficiência. O que podemos concluir é que O PROFUNDOR NÃO CONSEGUIRÁ GERAR A SUSTENTAÇÃO NECESSÁRIA PARA QUE A AERONAVE SE EQUILIBRE ESTATICAMENTE COM ESTA CONFIGURAÇÃO GEOMÉTRICA OPERACIONAL. Isto provocará em todas as condições de voo uma tendência incontrolável de elevar-se o nariz da aeronave, já que assim a somatória de momentos será sempre positiva no sentido horário.

Para resolver o problema da estabilidade estática, propomos algumas soluções, um tanto óbvias:

- 1) Diminuir o nível de voo de cruzeiro para que a densidade do ar seja aumentada e portanto aumentado diretamente os valores de sustentação no profundor, embora este permaneça com as mesmas características aerodinâmicas. Sugerimos uma altitude de cruzeiro de aproximadamente 3000ft, que é a altitude média máxima onde operam ultra leves no Brasil.

Vantagem : Não é necessário alterar a estrutura da aeronave.

Desvantagem : Limitação do teto de serviço a níveis mais baixos.

- 2) Aumentar o comprimento da Fuselagem de modo a tornar o braço de momento da força no profundor maior, para que o momento gerado por este apresente maior magnitude para a mesma sustentação gerada.

Desvantagens : - Aumento do peso da aeronave, deslocando o CG ainda mais para trás. A aeronave pode ficar ainda em situação instável.

- Aumento do arrasto aerodinâmico provocado pelo acréscimo de superfície da fuselagem.

- 3) Aumentar a área do profundor de modo a promover maior sustentação neste. Existem 3 jeitos possíveis:

h) b) c)

PHC 580/581 - PROJETO MECANICO I e II (TRABALHO DE FORMATURA)

- Aumentando-se o comprimento da CMA ou;
- Aumentando-se sua envergadura ou;
- ambos

Deve-se tomar cuidado com uma eventual diminuição na razão de aspecto do profundor pois o arrasto induzido assim seria aumentado (POIS VARIA INVERSAMENTE COM A RAZAO DE ASPECTO). Assim é mais inteligente aumentar-se a envergadura da asa conservando-se mais ou menos o mesmo TAPER RATIO (DIMINUINDO-SE A RAZAO DE ASPECTO) a fim de que o arrasto induzido permaneça valores menores.

Com esta solução o arrasto aerodinâmico também cresce, já que depende diretamente da área da asa escolhida. Entretanto seu acréscimo é mais suave em relação ao do arrasto induzido.

Aumento de arrasto significa sempre AUMENTO DE POTENCIA NECESSARIA PARA MANTER VOO RETO HORIZONTAL e portanto, escolha de motores mais potentes.

4) Aumentar a velocidade de cruzeiro da aeronave para que o valor da sustentação gerada no profundor aumente. Lembre-se que a sustentação é diretamente proporcional ao quadrado da velocidade, porém a potência necessária é proporcional ao CUBO desta para manter voo reto horizontal. Um acréscimo de 10% na velocidade de cruzeiro significaria um aumento de 33% na potência do motor para manter voo reto horizontal para 21% de acréscimo na sustentação. Quase sempre este aumento de potência vêm acompanhado de um aumento de peso do motor. Este fator deve ser analisado e ponderado com o custo do equipamento caso se escolha esta

solução.

5) Troca do perfil utilizado no profundor para outro de melhor desempenho aerodinâmico ou seja, cuja inclinação da reta de CL seja mais íngreme.

6) Redução do PESO da parte dianteira trazeira, deslocando o CG mais para frente e portanto aumentando o braço de momento relativo entre o XCG e XCP' do profundor, sem portanto alterar suas características aerodinâmicas. É a solução mais difícil pois envolve escolha de materiais mais leves e redistribuição dos equipamentos utilizados. No caso específico do Ultra leve isto pode ser realizado de três formas :

- Reduzindo o peso do combustível utilizado e portanto a autonomia.
- Reduzindo a carga útil transportada.
- Trocar o motor por um tipo mais compacto e leve de mesma e relação peso/potência, sem alterar sua posição.
- Alterar a posição do motor ,colocando-o mais para frente. Sugerimos que a aeronave deixe a disposição propulsora (PUSHER) para a disposição TRATORA (PULLER), colocando-se o motor no nariz trazendo o CG mais para frente.

Apesar de que as soluções propostas sejam factíveis para o solução da estabilidade estática, existe outro fenômeno que deve ser observado e que independe da disposição de equilíbrio estático da aeronave.

É o equilíbrio dinâmico desta e depende basicamente da sua configuração geométrica ,tal como disposição do CG e dos

CPs, além das características aerodinâmicas dos aerofólios utilizados. No caso particular do Ultra-leve verifica-se que o CG permanece atrás do CP da asa.

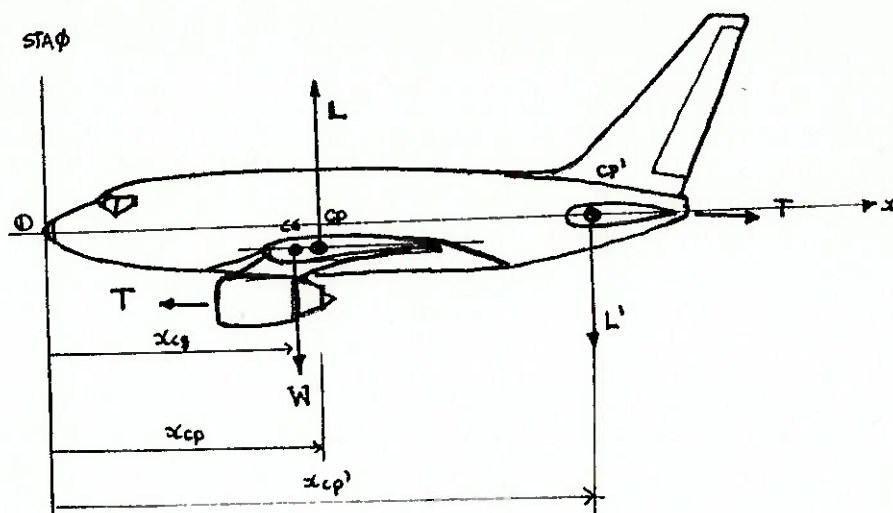
Para que um vbo seja dinamicamente estável, é necessário SEMPRE que o CG da aeronave esteja à frente do CP da ASA principal, pois se ambos coincidirem, a partir desta disposição ocorre o que os engenheiros aeronáuticos chamam de INSTABILIDADE CATASTROFICA. Vejamos como isto se dá :

Suponha agora a seguinte configuração de CG e CPs:

FIG 54 - CONFIGURAÇÃO DINAMICA MAIS CORRETA

T=D

Diagrama de Momento de T e D em relação a α é desprezível



Pelo equilíbrio de forças obtemos:

$$F=0 : L - W + L' \quad (EQ 10.8)$$

Em relação à STAO, podemos obter o momento resultante:

$$M_o = W \cdot x_{cg} - L \cdot x_{cp} + L' \cdot x_{cp'} \quad (EQ 10.9)$$

Substituindo a equação 10.8 na 10.9 obtemos:

$$M_o = L' \cdot (X_{cp}' - X_{cg}) + L \cdot (X_{cg} - X_{cp}) \quad (\text{EQ 10.10})$$

Adimensionalizando a equação acima pode-se obter o valor de C_m para a aeronave:

$$C_m = CL' \cdot (X_{cp}' - X_{cg})/C + CL \cdot (X_{cg} - X_{cp})/C \quad (\text{EQ 10.11})$$

Onde C é um comprimento característico, geralmente adotado como a CMA da asa.

Analisemos com atenção os termos da fórmula acima:

$(X_{cp}' - X_{cg})/C$: É sempre positivo pois a posição do profundor é localizada na parte de trás da aeronave.

CL : É sempre positivo, já que o ângulo de incidência da asa é rígo e positivo. Admitindo-se que seja utilizado um perfil com $CL_0 > 0$

CL' : Pode ser positivo ou negativo dependendo da posição do profundor.

$(X_{cg} - X_{cp})/C$: ≤ 0 se $X_{cg} \leq X_{cp}$
 ≥ 0 se $X_{cg} \geq X_{cp}$

Suponha que CL' seja POSITIVO. Para que haja equilíbrio perfeito é necessário que:

$$C_m = 0 \implies CL' \cdot (X_{cp}' - X_{cg}) = - CL \cdot (X_{cg} - X_{cp})$$

isolando X_{cp} :

$$X_{cg} = X_{cp} + (CL'/CL) \cdot (X_{cp}' - X_{cg})$$

Logo $\implies X_{cp} > X_{cg}$ para que ocorra equilíbrio.

Caso $X_{cp} = X_{cg}$, C_m nunca poderá assumir valor nulo, ao menos que $CL' = 0$, pois neste caso :

$$C_m = CL' \cdot (X_{cp}' - X_{cg}) / C$$

Observe que a partir desta situação, se comandarmos o estabilizador para ângulos de ataque positivos, mantendo $CL' > 0$ nesta situação, o momento resultante tenderá a baixar o nariz da aeronave e caso o profundor seja colocado em ângulos de ataque negativos, o nariz se elevará, INVERTENDO OS COMANDOS DE PITCH.

Esta é a condição denominada INSTABILIDADE CATASTROFICA, pois a partir desta disposição de CG e CP, ou seja $X_{cg} \geq X_{cp}$, ocorre a seguinte situação :

$$(X_{cp}' - X_{cg}) \cdot CL' / C \quad : < 0 \text{ se } CL' > 0$$

$$> 0 \text{ se } CL' < 0$$

$$(X_{cg} - X_{cp}) \cdot CL / C \quad : \text{Sempre será positivo}$$

Neste caso é necessário que o piloto atue no profundor de modo

PNC 580/581 - PROJETO MECANICO I e II (TRABALHO DE FORMATURA)

a achar a nova posição de equilíbrio. Porém, os comandos de PITCH de uma aeronave dinamicamente estável são sempre instalados de forma que quando o piloto percebe que o nariz está se levantando, sua ação imediata seria de empurrar o manche, permitindo que o profundor se mova no sentido de ângulos de ataque negativos. Mas na configuração acima isto pode ser muito perigosa já que CL'_{α} contribuem ainda mais para aumentar o momento do sentido horário (POSITIVO), elevando ainda mais o nariz. Se este comando for atenuado, em breve a aeronave pode atingir o ângulo de STALL e perder rapidamente sua sustentação.

CONCLUSÃO :

" NA SITUAÇÃO DE CG ATRAS DO CP DA ASA, OS COMANDOS DE "PITCH" PODEM INVERTER, DEPENDENDO DAS MAGNITUDES DE CL e CL' . PORTANTO É DESEJÁVEL QUE O CP FIQUE SEMPRE ATRAS DO CG ".

Perto da situação de CG-CP pequenas variações de ângulo de ataque podem provocar grandes mudanças na atitude de voo. Esta situação é ideal para aeronaves que exijam manobrabilidade rápida em altas velocidades tais como caças militares (o caça norte americano F-16 apresenta tamanha instabilidade de voo que existe uma CPU específica para controlar o movimento do profundor para que a atitude de voo se adapte com a atitude desejada pelo piloto). Entretanto, para aeronaves convencionais, é sempre conveniente a estabilidade de voo e suavidade de comandos para o conforto dos passageiros e portanto CG bem à frente do CP. Geralmente a estabilidade de voo é encontrada a partir de uma diferença de 10% da CMA entre CG e CP. Concluindo aeronaves

manobráveis nem sempre são estáveis.

A condição específica de localização do CG para equilíbrio de momentos deve ser tal que :

$$0 = L' \cdot (X_{cp}' - X_{cg}) + L \cdot (X_{cg} - X_{cp})$$

$$X_{cg} = - (X_{cp} \cdot L - X_{cp}' \cdot L') / (L - L') \quad (EQ 10.12)$$

e na condição crítica $X_{cg} = X_{cp}$

No caso do Ultra-leve, obteve-se pelos programas:

$$X_{cp} = 0.2709 \text{ m}$$

$$X_{cp}' = 3.5153 \text{ m}$$

$$L = 6256.3958 \text{ N}$$

Vamos adotar como máximo o valor de L' , ou seja, próximo ao STALL do NACA0009, com $\text{ALFA} = 10$ Graus :

$$\text{Pela equação 10.7 : } C_L' = 0.4424 \Rightarrow L' = 573.7424 \text{ N}$$

Pela equação 10.12 obtemos $X_{cg} = X_{cp}$ crítico :

$$\begin{aligned} X_{CGcrit} &= 0.5617 \text{ m (A partir do bordo de ataque da asa)} \\ &= 2.2765 \text{ m} = 89.6250 \text{ Pol (A partir da SI40)}. \end{aligned}$$

Verificamos pelos dados de projeto que o CG do Ultraleve pode se deslocar de 82.96 Pol (BOW) até 93.00 Pol (M10W). Entretanto o profundor pode ser "ajustado" para deslocar X_{cp} apenas até 89.6 Pol, ou seja, na condição de PESO MÁXIMO DE DECOLAGEM A AERONAVE

PHC 580/581 - PROJETO MECANICO I e II (TRABALHO DE FORMATURA)

ENTRA EM INSTABILIDADE CATASTROFICA, surgindo um momento que tende a elevar o nariz cada vez mais que não pode ser amortecido pelo profundor. É necessário portanto que se obtenha a configuração CG à frente do CP a qualquer custo. A única solução possível para o Ultra leve seria alterar a sua configuração geométrica de 2 formas :

1) Deslocar o CG para frente :

- Introduzindo lastro adicional no nariz e portanto aumentando o peso da aeronave. Seria necessário um redimensionamento das superfícies aerodinâmicas podendo ou não aumentar o arrasto e portanto a potência necessária.

- Colocar o motor no nariz, tornando a aeronave TRATORA .

2) Deslocar o CP para trás :

- Deslocando a ASA principal para trás.

- Aumentar o braço de momento do profundor, encurtando a fuselagem.

CGS: Tais soluções implicam também no deslocamento do CG para trás. Deve-se examinar tal situação para que a aeronave não continue instável.

- Inverter a posição da asa com o estabilizador horizontal, deslocando o CP muito mais para trás, assegurando a estabilidade. Isto implicaria em uma mudança radical na concepção do projeto e provavelmente deverão ser revistos cálculos estruturais e de disposição dos elementos, tal como, posição e carga sobre o trem de pouso. É, sem dúvida, a solução mais cara.

CONCLUSÃO :

NA CONFIGURAÇÃO GEOMETRICA E OPERACIONAL PROPOSTA, O ULTRA LEVE PODERA INCLUSIVE LEVANTAR VOO UTILIZANDO-SE DE FLAP (JA QUE SUA ASA ESTA CORRETAMENTE DIMENSIONADA) ,MAS DEPENDENDO DE SEU PESO DE DECOLAGEM PODERA ENTRAR EM SITUAÇÃO DINAMICAMENTE INSTAVEL..É NECESSARIO QUE SE REAVALIEM AS CONDIÇÕES DE PROJETO E A CONFIGURAÇÃO GEOMETRICA DA AERONAVE ,CONFORME SUGERIDAS ACIMA, PARA QUE TAL SITUAÇÃO NÃO OCORRA.

XI) RESTRIÇÕES DO MÉTODO COMPUTACIONAL e COMENTÁRIOS :

Os programas desenvolvidos somente serão aplicáveis nas seguintes situações :

1) ESCOAMENTO SUBSONICO : $M < 0.3$

Pois é necessário que o escoamento seja incompressível para poder-se aplicar o método dos painéis de vórtices que tem como base a teoria da função potencial.

2) AEROFÓLIOS DELGADOS :

Pois o arrasto aerodinâmico nos aerofólios é previsto pela Teoria da Camada Limite para chapas planas. Recomenda-se que o programa seja aplicado em aerofólios com espessura máxima de 10% de sua corda.

3) ASAS com razão de aspecto maior que 3 :

Asas com grande área e pequena envergadura não apresentam linha de sustentação uniforme, pois a intensidade dos vórtices induzidos é muito grande, invalidando a Teoria da Linha de Sustentação de Prandtl. Verifica-se que o método numérico começa a divergir a partir desta razão de aspecto, apresentando soluções negativas para os coeficientes de Fourier, entretanto com pequena magnitude. Neste caso a distribuição de sustentação tenderá para uma elipse, já que o maior termo da Série (A1) é positivo e de grande magnitude (Veja o exemplo do profundor utilizando-se do NACA0009). O erro neste caso, aproxima-se de 10% na avaliação do CL.

4) RESTRIÇÕES :

Recomenda-se que se utilize aproximadamente de 20 a 30 painéis para a discretização do aerofólio, pois esta é a ordem máxima para qual um sistema de equações converge estávelmente utilizando-se de um algoritmo de resolução iterativo em Pascal, no qual os termos das matrizes de coeficientes não apresentam grandes variações de ordem de grandeza. Isto é bem característico no método dos painéis, pois com ele obtemos matrizes cheias e homogêneas. O método em si é muito instável computacionalmente, agravado pela situação do programa ser escrito em Pascal. Talvez se comporte melhor com linguagens específicas para cálculo científico tais como Fortran e C.

Existe sempre uma distribuição ótima de painéis ao longo dos aerofólios. Recomendamos que seja utilizado maior número de painéis nos locais de maior curvatura, ou seja, próximo ao bordo de ataque, pois lá se encontram os maiores gradientes de pressão. Observou-se que para aerofólios muito delgados uma distribuição uniforme de painéis já é suficiente. Em aerofólios espessos pode começar a haver problemas na condição de contorno do bordo de fuga (Condição de Kutta), principalmente se as linhas de corrente do estradorso e do intradorso não terminarem aproximadamente paralelas. Neste caso recomendamos o uso de maior número de painéis no bordo de fuga.

O programa foi dimensionado para avaliar até 100 painéis, entretanto já se observa grande instabilidade do cálculo a partir de 50, pois os arredondamentos de ponto flutuante começam a se tornar imprecisos mesmo utilizando-se de precisão

PMC 580/581 - PROJETO MECANICO I e II (TRABALHO DE FORMATURA)

dupla. Resultados excelentes foram obtidos com 20 a 30 painéis.

O número de coeficientes de Fourier calculados apresenta grande precisão já em ordem 10 (aproximadamente $10E-5$), entretanto seu número foi dimensionado para 100. A partir de ordem 20 começa a surgir problemas com ponto flutuante (provocando overflow) pois as grandezas calculadas começam a se tornar muito pequenas.

A convergência pode ser melhorada em máquinas mais rápidas utilizando-se um co-processador numérico. Todos os exemplos foram executados em um PC AT286 com co-processador e apresentaram resultados muito satisfatórios.

5) COMENTARIOS FINAIS :

Apesar de tais restrições podemos considerar que o programa apresenta boa simulação do comportamento do escoamento em torno de uma asa finita. Para a avaliação de uma aeronave inteira deve-se levar em conta a participação seus outros componentes tais como fuselagem, antenas, trem de pouso, estabilizador vertical, no cálculo total das grandezas aerodinâmicas, já que cada um destes também provoca um gradiente de pressão. Assim, de maneira real, existe a interferência entre todos os componentes da aeronave no escoamento em torno de cada um. A intenção deste trabalho foi de apresentar uma APROXIMAÇÃO IDEAL de como se comportaria uma aeronave com determinado tipo de asa, assumindo que o ar escoa em torno desta de maneira livre sem interferências. Sendo uma situação ideal, é portanto a situação de melhor rendimento aerodinâmico e assim, uma base de comparação.

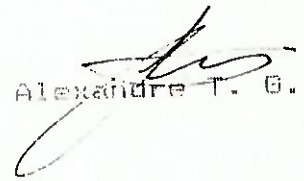
Para resultados exatos, nunca deve-se confiar inteiramente em simulações numéricas, sobretudo no estudo da aerodinâmica. A

PMC 580/581 - PROJETO MECANICO I e II (TRABALHO DE FORMATURA)

simulação deve ser apenas uma previsão do que ocorrerá, que será devidamente comprovada nos ensaios em túnel de vento.

Esperamos que o estudo aqui desenvolvido apresente grande utilidade. Sem dúvida resultou de muitas horas de trabalho e pesquisa, porém não suficientes para um estudo apurado e completo. Qualquer tipo de crítica, sugestão, continuidade e aperfeiçoamento do que aqui foi exposto será de grande valia, e humildemente bem vinda.

São Paulo, 15 de Novembro de 1993


José Alexandre T. G. Fregnani

BIBLIOGRAFIA :

- "Fundamentals of Aerodynamics " - John D. Anderson Jr.,
3a. Edição 1988, Ed. MacGrawHill
- "Theory of Wing Sections " - Ira H. Abbott,
1959, Dover Publications Inc.
- "Dynamics of Atmospheric Flight " - Bernard Etkin,
1972, John Wiley and Sons Inc.
- "Basic Aerodynamics " - C.F. Stirbling,
1984, Ed. Butterworths and Co. Ltd
- "Mecânica de Fluidos " - V.L. Streeter and E.B. Wylie,
1982, Ed. MacGraw Hill
- "Jet Performance Methods " - Apostila do curso de Performance
para Engenheiros das aeronaves
DOEING.
- "Aerodinâmica e Desempenho - L.L.S. Pinto,
de aeronaves para pilotos" 1999, Livraria e Editora Hagister Ltd
- "Aerodinâmica " - P.T.O. Pimentel,
1990, Apostila do curso de Aerodinâmica para
pilotos.
- "Projeto preliminar de uma - Shiroishi, Celso, Pinho Filho, Pees,
aeronave monomotora " 1992, Trabalho de Graduação
Engenharia Mecânica.
- "Cálculo Numérico :Aspectos - H.A.S. Ruggiero e V.L.P. Lopes,
Teóricos e Computacionais " 1988, Ed MacGraw Hill